

№ п/п	Назва	Опис	Текст
1	2	3	4
1	Автор	Повністю ПБ трьома мовами: українська, російська, англійська	Журбенко Руслана Михайлівна
			Журбенко Руслана Михайловна
			Zhurbenko Ruslana Mykhaylivna
2	Назва	Назва дипломної роботи трьома мовами: українська, російська, англійська	«Енергоефективний комплекс проведення випробовувань енергосистем сучасних повітряних суден»
			«Энергоэффективный комплекс проведения испытаний энергосистем современных воздушных судов»
			"Energy efficient test complex for power systems of modern aircraft"
9	Ключові слова	Ключові слова трьома мовами: українська, російська, англійська	енергоефективність, випробування, енергосистеми
			энергоэффективность, испытания, энергосистемы
			energy efficiency, testing, power systems
10	Анотація до дипломної роботи	Короткий зміст (резюме) слова трьома мовами: українська, російська, англійська	Робота присвячена актуальному питанню обґрунтування підвищення енергоефективності випробувального процесу ФС нових ПС та розробки сучасного енергоощадного комплексу експлуатаційних випробувань енергосистем сучасних ПС в умовах КБ. Енергоефективність процесу випробувань закладається та лежить в площині зменшення строків проведення випробувань та наповнення СБ з дуже важливою умовою – збереження якості та забезпечення

			<p>достовірності проведених випробувань.</p>
			<p>Работа посвящена актуальному вопросу обоснования повышения энергоэффективности испытательного процесса ФС новых ПС и разработки современного энергосберегающего комплекса эксплуатационных испытаний энергосистем современных ВС в условиях КБ. Энергоэффективность процесса испытаний заключается и лежит в плоскости уменьшения сроков проведения испытаний и наполнения ВБ с очень важным условием - сохранение качества и обеспечение достоверности проведенных испытаний.</p>
			<p>The work is devoted to the topical issue of substantiation of increase of energy efficiency of testing process of FS of new aircraft and development of modern energy saving complex of operational tests of power systems of modern aircraft in the conditions of KB. The energy efficiency of the test process is based on reducing the time of testing and filling the SB with a very important condition - maintaining the quality and ensuring the reliability of the tests.</p>

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ  
КАФЕДРА АВТОМАТИЗАЦІЇ ТА ЕНЕРГОМЕНЕДЖМЕНТУ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач випускової кафедри  
\_\_\_\_\_ В.П. Захарченко  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 р.

# ДИПЛОМНА РОБОТА

## (ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 141 «ЕЛЕКТРОЕНЕРГЕТИКА, ЕЛЕКТРОТЕХНІКА ТА  
ЕЛЕКТРОМЕХАНІКА»

**Тема: «Енергоефективний комплекс проведення випробовувань  
енергосистем сучасних повітряних суден»**

Виконавець студентка групи ЕС-213М Журбенко Руслана Михайлівна  
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник к.т.н., доцент Ільєнко Сергій Сергійович  
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Консультант розділу «Охорона праці»: \_\_\_\_\_ С.М. Занько  
(підпис) (ПІБ)

Консультант розділу «Охорона  
навколишнього середовища»: \_\_\_\_\_ С.М. Маджд  
(підпис) (ПІБ)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_ С.С. Ільєнко  
(підпис) (ПІБ)

КИЇВ 2020

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Навчально-науковий інститут аерокосмічний

Кафедра автоматизації та енергоменеджменту

Спеціальність 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка»

(шифр, найменування)

Освітньо-професійна програма «Енергетичний менеджмент»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

В.П. Захарченко

«05» жовтня 2020 р.

## ЗАВДАННЯ

**на виконання дипломної роботи (проекту)**

Журбенко Руслани Михайлівни

(П.І.Б. випускника)

1. Тема роботи (проекту) «Енергоефективний комплекс проведення випробовувань енергосистем сучасних повітряних суден» затверджена наказом ректора від «30» вересня 2020 р. №1835/ст.
2. Термін виконання роботи (проекту): з 05.09.2020 р. по 27.12.2020 р.
3. Вихідні дані до роботи (проекту): Заходи проведення ефективного випробувального процесу енергосистем сучасних повітряних суден (ПС) в умовах конструкторського бюро. Під енергоефективністю такого комплексу проведення випробувань розуміємо скорочення терміну проведення випробувань енергосистем ПС та застосування наукових підходів реалізації задач математичного, напівнатурного та фізичного стендового моделювання з урахуванням стандартних процедур наповнення сертифікаційного базису.
4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз проведення комплексу випробувань енергосистем сучасних ПС в умовах конструкторського бюро. Забезпечення експериментальних стендових випробувань енерговузлів сучасних повітряних суден. Методика проведення енергоефективних випробувань енергосистем сучасних ПС. Охорона праці. Охорона навколишнього середовища.
5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: Блок-схеми стендів з редукторним приводом, задіяних в випробувальному процесі СЕП літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178. Розміщення обладнання СЕП сімейства літаків Ан-148. Структурна схема СЕП літаків Ан-148, Ан-158. Осцилограми випробувань СЕП змінного трифазного струму  $U=115/200$  В,  $F=400$  Гц, та СЕП постійного струму  $U=27$  В (Ан-148, Ан-158). Презентація PowerPoint.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін Виконання	Підпис керівника
1.	Аналіз та обґрунтування вибору інформаційних джерел	12.09 – 17.09.20	
2.	Збір та аналіз інформаційного даних. Обґрунтування вибору тематики дослідження	18.09 – 30.09.20	
3.	Знайомство з випробувальним процесом енергосистем сучасних ПС в умовах КБ. Обробка відповідного технічного матеріалу.	01.10 – 14.10.20	
4.	Робота над розділом №1	15.10 – 30.10.20	
5.	Робота над розділом №2	01.11 – 14.11.20	
6.	Робота над розділом №3.	14.11 – 25.11.20	
7.	Робота над розділом «Охорона праці»	Після отримання завдання	
8.	Робота над розділом «Охорони навколишнього середовища»	Після отримання завдання	
9.	Оформлення обов'язкового ілюстрованого матеріалу та пояснювальної записки	15.11 – 14.12.20	
10.	Перевірка роботи на добросовісність. Підготовка до захисту	Після передзахисту	

## 7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Занько С.М.		
Охорона навколишнього середовища	Маджд С.М.		

8. Дата видачі завдання: «12» вересня 2020 р.

Керівник дипломної роботи (проекту)

\_\_\_\_\_ Ільєнко С.С.  
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняла до виконання

\_\_\_\_\_ Журбенко Р.М.  
(підпис випускника) (П.І.Б.)

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Енергоефективний комплекс проведення випробувань енергосистем сучасних повітряних суден»: \_\_\_\_\_ с., \_\_\_\_\_ рис., \_\_\_\_\_ табл., \_\_\_\_\_ використаних джерел.

ПОВІТРЯНЕ СУДНО, ЖИТТЄВИЙ ЦИКЛ, АВІОНІКА, ЗАГАЛЬНОЛІТАКОВЕ ОБЛАДНАННЯ, ЕНЕРГОСИСТЕМА, ФУНКЦІОНАЛЬНА СИСТЕМА, ВИПРОБУВАННЯ, ЕФЕКТИВНІСТЬ, ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ, МОДЕЛЮВАННЯ, НАПІВНАТУРНІ ТА ФІЗИЧНІ СТЕНДОВІ ВИПРОБУВАННЯ, СТЕНД ЛЕОНАРДО, СИСТЕМА ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ, ОСЦИЛЛОГРАММА, ПЕРЕХІДНІ ПРОЦЕСИ.

**Об'єкт дослідження:** процес енергоефективної реалізації комплексу випробувань енергосистем сучасних повітряних в умовах конструкторського бюро.

**Предмет дослідження:** комплекс стендових випробувань енергосистем сучасних повітряних в умовах конструкторського бюро.

**Мета роботи:** впровадження енергоефективної складової під час проведення комплексу стендових випробувань енергосистем сучасних повітряних за рахунок скорочення терміну проведення випробувань.

**Методи дослідження:** стендове напівнатурне та фізичне моделювання, прямий метод оцінки якості параметрів роботи енергосистем сучасних ПС, моделювання функціонування системи електропостачання сучасного повітряного судна, інструментальні та інформаційні методи контролю параметрів.

Матеріали дипломної роботи можуть бути використані як в навчальному процесі, так і в практичній діяльності інженерів-випробувачів авіаційних конструкторських бюро на етапах проектування та випробування сучасних повітряних суден.

ЗМІСТ

Вступ.....	8
<b>Розділ 1.</b> Аналіз проведення комплексу випробувань енергосистем сучасних ПС в умовах конструкторського бюро.....	10
1.1. Випробування повітряних суден та їх функціональних систем в умовах конструкторського бюро.....	10
1.1.1. Комплекс випробувань авіаційної техніки як невідємна частина роботи авіаційного конструкторського бюро.....	13
1.1.2. Сертифікаційні роботи як процес наповнення сертифікаційного базису проектованого повітряного судна.....	15
1.1.3. Відпрацювання на функціонування та ресурсів випробування бортового обладнання енергосистем сучасних ПС.....	16
1.2. Аналіз випробувань функціональних енергосистем авіоніки на етапах життєвого циклу ПС .....	17
1.3. Використання напівнатурного стендового моделювання для забезпечення випробувань енергосистем сучасного повітряного судна.....	23
1.4. Відповідність випробувального стенду реальній схемі СЕП на прикладі літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178.....	27
<b>Розділ 2.</b> Забезпечення експериментальних стендових випробувань енерговузлів сучасних повітряних суден.....	33
2.1. Математичне забезпечення випробувального процесу функціональних енергосистем сучасного повітряного судна.....	33
2.2. Алгоритмічне забезпечення процесу випробування енергосистем за рахунок застосування засобів автоматизації.....	39
2.3. Типове структурування систем електропостачання сучасних повітряних суден та забезпечення енергоефективного стендового випробувального процесу.....	43
<b>Розділ 3.</b> Методика проведення енергоефективних випробувань енергосистем сучасних ПС.....	47

3.1. Резервування функціональних енергосистем авіоніки високого ступеню цілісності та готовності в комплексі випробувань ПС.....	47
3.2. Загальна характеристика резервованої системи електропостачання на прикладі сімейства літаків Ан-148.....	50
3.3. Методика енергоефективних стендових випробувань системи електропостачання сімейства літаків Ан-148.....	54
<b>Розділ 4. Охорона праці .....</b>	
4.1. Аналіз небезпечних та шкідливих промислових факторів під час експлуатації комплексу стендових випробувань енергосистем ПС в умовах КБ.....	73
4.2. Визначення небезпечних та шкідливих факторів, що впливають на людину в процесі експлуатації комплексу стендових випробувань енергосистем ПС в умовах КБ.....	74
4.3. Інструкції з охорони праці на електроустановках різної потужності та охорони праці для інженера-конструктора.....	77
4.4. Заходи по пожежній та вибуховій безпеці промислових підприємств авіаційної галузі.....	82
4.4. Профілактика небезпечних та шкідливих факторів при експлуатації комплексу стендових випробувань енергосистем ПС в умовах КБ.....	83
<b>Розділ 5. Охорона навколишнього середовища.....</b>	90
5.1. Аналіз негативних факторів, що впливають на довкілля в наслідок діяльності авіаційної галузі.....	90
5.2. Аналіз екологічної безпеки в наслідок випробувань енергосистем сімейства літаків Ан-148.....	93
5.3. Принцип роботи випробувального стенду електроенергетичного комплексу сімейства літаків Ан-148 та його вплив на довкілля.....	94
<b>Висновки.....</b>	103
<b>Список використаних джерел.....</b>	105

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ



ПС – повітряне судно;  
КБ – конструкторське бюро;  
СБ – сертифікаційний базис;  
НДТ – нормативно-технічна документація;  
ФС – функціональна система;  
СЕП – система електропостачання;  
РП – розподільчий пристрій;  
ЦРП – центральний розподільчий пристрій;  
ДСУ – допоміжна силова установка;  
АД – авіаційний двигун;  
ЛТХ – льотно-технічні характеристики;  
КЗ – коротке замикання;  
ВП – випрямний пристрій;  
Г – генератор;  
НС – насосна станція;  
АКК – акумуляторна батарея;  
ТО – технічне обслуговування;  
КТПС – комплексний тренажер повітряного судна;  
РМ – робоче місце;  
ІАД – імітатор акселераційних дій;  
КСВВ-СЕП – контролер системи вимірювання та випробувань системи електропостачання;  
БРЕО – бортове радіоелектронне обладнання;  
ГП – гідропривід.

## **ВСТУП**

**Україна – є авіаційною державою** з замкнутим циклом випуску серійної авіаційної техніки! Флагманом та лідером в проектуванні та серійному виробництві ПС українського виробництва є знаменитий в світовому масштабі - ДП «Антонов». Не дивлячись на складності економічного та політичного характеру в виробництві нових зразків сучасних ПС ДП «Антонов» зберігає науково-технічний потенціал та намагається впроваджувати комплексні заходи щодо ефективного конкурування в виробництві нових зразків ПС з світовими виробниками (Boeing - США, Airbus - Європа, Embraer – Бразилія, Bombardier – Канада, ДКБ Яковлєва та Цивільні літаки Сухого – РФ).

Дипломна робота на тему «Енергоефективний комплекс проведення випробувань енергосистем сучасних повітряних суден» виконана базуючись та виходячи з актуальності конкурування на ринку виробництва нових ПС (успішного проектування, сертифікації та серійного виробництва актуальних та конкурентоздатних типів ПС). «Антоновські» літаки є серйозними конкурентами в таких авіаційних сегментах як військово-транспортна (Ан-22, Ан-26, Ан-32, Ан-124, Ан-70, Ан-178) та регіональна пасажирська складова (Ан-24, Ан-140, Ан-148, Ан-158).

Стратегічна, економічна та престижна задача України - залишатись в складі авіаційних країн світу та успішно конкурувати в цьому напрямку на світових авіаційних ринках. Це один з чинників підтвердження незалежності нашої держави.

На практиці з урахуванням багаторічного досвіду виробництва ПС ДП «Антонов» відомо, що так званий СБ випробувань нових зразків ПС заповнюється до 80-90% ще до першого випробувального польоту на спеціальному льотному прототипі майбутнього ПС (або декільком прототипам). Це є економічно обґрунтованим та можливим завдяки застосуванню дослідницьких моделей та стендів, та використанню математичного, напівнатурного та фізичного моделювання. Саме в такому напрямку рухається як ДП «Антонов», так і провідні світові КБ.

Також необхідним є формування необхідних вимог щодо енергоефективності застосування комплексу стендових випробувань енергосистем сучасних ПС зі

збереженням якості такого роду робіт та прорахунку ризиків такої діяльності, оскільки процес випробувань потребує значних фінансових затрат а економічна вигода планується після вводу в експлуатацію перших серійних ПС даного типу.

**Наукова новизна** дослідження полягає в впровадженні та застосуванні енергоефективного комплексу стендових випробувань енергосистем сучасних ПС. Ефективним рішенням в цьому напрямку є застосування стендового напівнатурного моделювання функціонування енергосистем сучасних ПС, класифікації стану відмов та реалізації вимог щодо рівнів необхідної небезпеки. Метою даної роботи є впровадження енергоефективної складової під час проведення комплексу стендових випробувань енергосистем сучасних повітряних за рахунок скорочення терміну проведення випробувань.

Завданням даної роботи є застосування на практиці заходів проведення ефективного випробувального процесу енергосистем сучасних повітряних суден (ПС) в умовах КБ на основі таких інженерно-технічних підходів та наукових методів:

- автоматизації випробувального процесу та застосування потужних комп'ютерних засобів фіксації та обробітку випробувальної інформації (інструментальних та інформаційних методів контролю та фіксації параметрів);
- методів математичного та програмного моделювання;
- методів напівнатурного та фізичного моделювання;
- прямого методу оцінки якості параметрів роботи енергосистем ПС.

Матеріали дипломної роботи можуть використовуватись у навчальному процесі, також є бажаним здійснення перевірки та практичного підтвердження в процесі проектування та випробування нового типу ПС в умовах КБ.

## РОЗДІЛ 1

### АНАЛІЗ ПРОВЕДЕННЯ КОМПЛЕКСУ ВИПРОБУВАНЬ ЕНЕРГОСИСТЕМ СУЧАСНИХ ПС В УМОВАХ КОНСТРУКТОРСЬКОГО БЮРО

## **1.1. Випробування повітряних суден та їх функціональних систем в умовах конструкторського бюро**

Повітряне судно – складний інженерний науково-технічний виріб, який крім планера складається з багатьох систем та агрегатів. Функціональні енергосистеми сучасних ПС входять до складу авіоніки, яку раніше називали бортовим радіоелектронним обладнанням(БРЕО). Дано визначення авіоніки.

Авіоніка ПС [1,2]– це інтегрований та автоматизований простір взаємодії ергатичного комплексу «екіпаж – ПС - середовище» з відмовостійкими ФС:

- цифровою бортовою централізованою системою з розподільчими ресурсами (бортовими комп'ютерами);
- функціональними системами стандартного та загального літакового обладнання;
- кабіний інтерфейс з елементами (органами) керування, відображення інформації та комплексом електронної індикації та сигналізації (КЕІС);
- бортовою системою технічного обслуговування, в завданнях пілотування/літаководіння, навігації, зв'язку та контролю: поза і всередині кабіної обстановки; психофізіологічної напруженості екіпажу; технічного стану планера, силової установки та обладнання,

для мінімізації ризиків в авіаційній діяльності та безпечного виконання польотного завдання на рівні вимог ІСАО (та інших міжнародних стандартів) з максимальною ефективністю.

БРЕО сучасного ПС є сукупністю бортових комплексів і систем, об'єднаних за допомогою цифрових зв'язків у єдину інформаційно-керуючу систему[2,3]. До складу БРЕО сучасного ПС входять такі складові: комплексна система електронного індикації та сигналізації КСЕІС, пілотажно-навігаційного обладнання, радіозв'язок, система управління загально-літаковим обладнанням СУЗЛО.

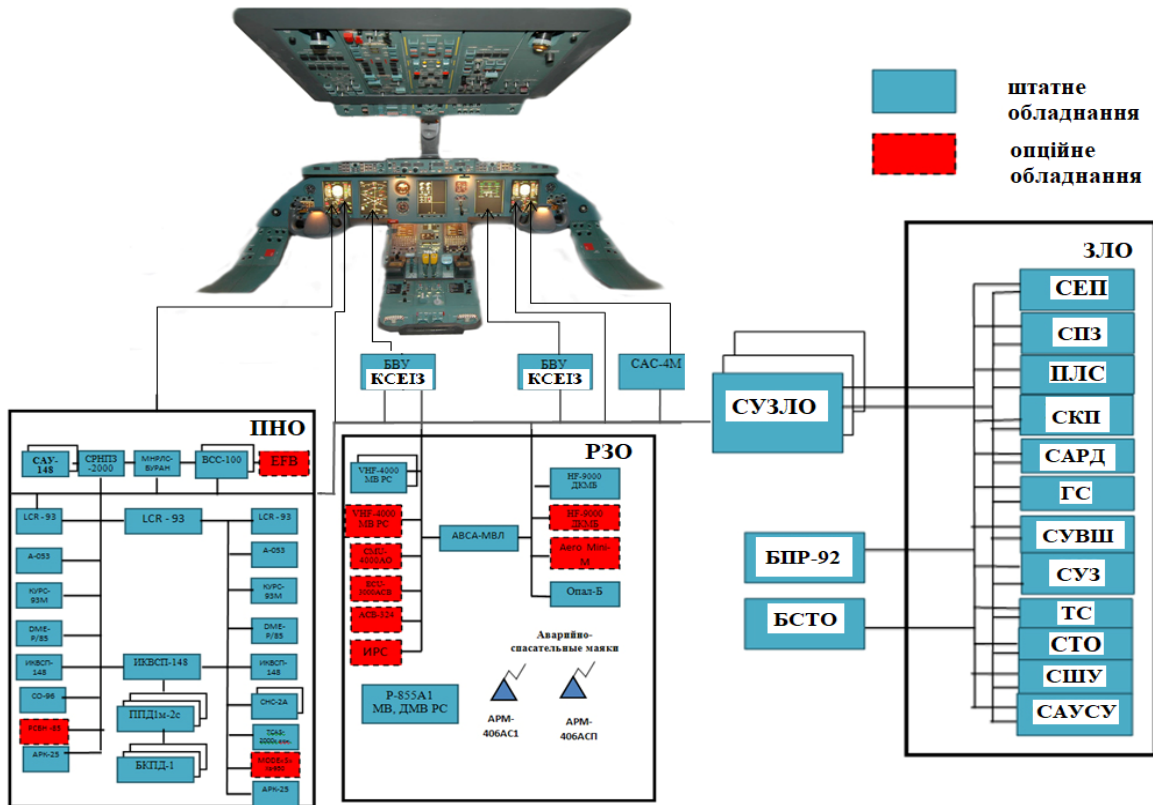


Рис. 1.1. Склад пілотажно-навігаційного, радіозв'язного та загально-літакового обладнання літаків Ан-148 та Ан-158

Такі функціональні системи загально літакового обладнання як: СЕП, протильодова система, гідравлічна система, світлотехнічне та світлосигнальне обладнання тощо, іменуються енергосистемами або електротехнічним обладнанням.

Життєвий цикл ФС ПС (рис. 1.2) [2,5,9] поділяється на такі етапи ЖЦ, як: реалізаційний період, виробничий цикл, період корисного життя авіоніки, періоди економічної ефективності (назначений період, реновація об'єкту, комплексний період та інші «економічні» етапи ЖЦ). Періодами ЖЦ відповідно є: <проектування> → <сертифікація> → <серійне виробництво> → <експлуатація>.

Реалізаційний період ЖЦ - є проміжок від задуму до початку серійного виробництва. Період корисного життя - проміжок від початку серійного виробництва до списання (виводу з експлуатації). Також існує поняття виробничого циклу (серійного виробництва) - періоду перебування ПС у виробничому процесі від початку виготовлення до випуску та введенню до експлуатацію.

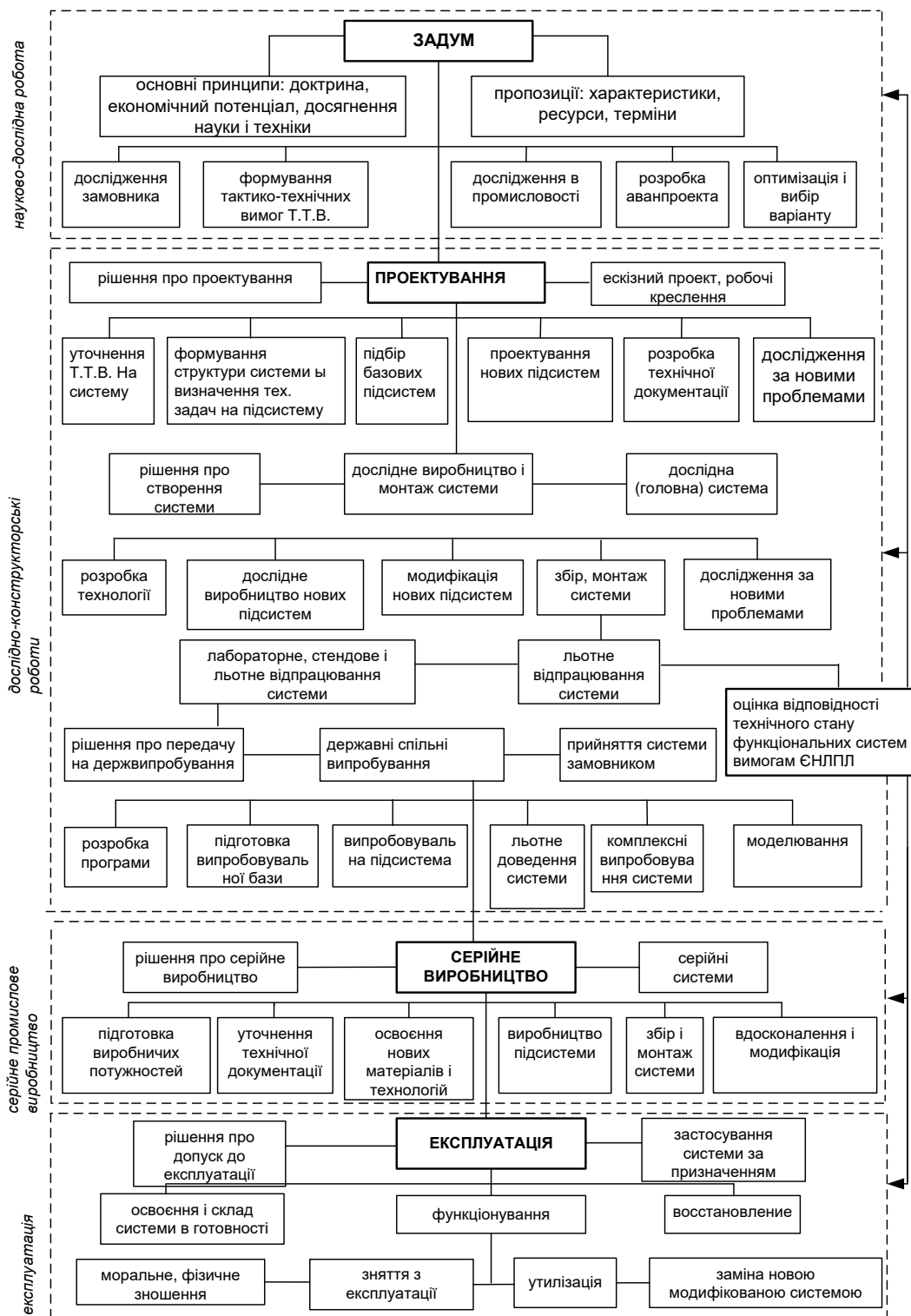


Рис. 1.2. Етапи ЖЦ функціональної системи ПС (в тому числі енергосистеми)

На етапі проектування (частково експлуатації) значне місце займають процеси випробування і контролю, метою яких є забезпечення високої надійності ПС та його ФС, та здатність виконувати в повному обсязі задані функції.

На сучасному етапі реалізації впровадження нових ПС та запуску їх до серійного виробництва, трудомісткість випробувального процесу від загальної трудомісткості становить близько 20% та постійно зростає. А це сотні мільйонів інвестицій, які окупляться після продажу не одного серійного ПС до авіакомпаній-експлуатантів. Одною з найважливіших ознак проведення будь-яких випробувань є прийняття на їх основі результатів рішень щодо істинності експлуатаційних характеристик функціональних систем ПС (та ПС в цілому).

1.1.1. Комплекс випробувань авіаційної техніки як невідемна частина роботи авіаційного конструкторського бюро. Випробування та контроль в тому чи іншому вигляді проводяться майже на всіх етапах ЖЦ ПС, починаючи з розробки конструкції, виготовлення та постачання готових виробів, закінчуючи експлуатацією серійних ПС даного типу[4,6,10]. Під *контролем* розуміється перевірка відповідності виробу встановленим технічним вимогам, перевірка кількісних і якісних характеристик властивостей продукції. Під *випробуваннями* розуміється експериментальне визначення значень параметрів та показників якості роботи ФС ПС в процесі функціонування або імітації умов експлуатації (нормальних, передбачувальних або екстремальних). Випробування класифікують за категоріями, видами та методами. Контроль класифікують за видами та методами.

Категорія випробувань – група випробувань, яка характеризується однаковими організаційними ознаками їх проведення і прийняття рішень за результатами оцінки об'єкта випробувань в цілому.

Вид випробувань – це класифікаційна група випробувань за певною ознакою, в першу чергу за параметрами та характером впливу. Різні види випробування проводяться в рамках тих чи інших категорій. Вид випробування часто визначається місцем його проведення та масштабом інтервалу часу проведення випробувань.

Метод випробувань – це чіткі правила застосування принципів та засобів випробувань.



Об'єктом випробувань є продукція (готові вироби), яка підлягає процедурі випробування. Головна ознака об'єкта випробувань - це те, що за результатами випробувань приймається те чи інше рішення - про його придатності або забракування, про можливість запуску до серійного виробництва тощо.

Результат випробувань – це: оцінка характеристик та властивостей об'єкта або ФС ПС; оцінка встановлення відповідності об'єкта або ФС ПС, які проходять цикл випробувань, заданим вимогам НТД в тому числі і міжнародної (АП, FAR, GAR, ICAO, тощо); результати аналізу якості функціонування об'єкта або ФС ПС за результатами випробувань в вигляді відповідних нормативних актів.

Класифікація видів та методів випробувань показана в табл. 1.1.

Таблиця 1.1.

Класифікація видів та методів випробувань

Класифікаційна ознака	Вид випробувань
Призначення випробувань	Дослідницькі. Контрольні. Порівняльні. Визначальні.
Рівень проведення	Державні. Міжвідомчі. Відомчі.
Етапи розробки продукції	Відпрацювальні. Доводочні. Попередні. Приймальні.
Випробування готової продукції	Кваліфікаційні. Пред'явницькі Приймально-здавальні. Періодичні Інспекційні. Типові. Атестаційні. Сертифікаційні.
Обумовлені характеристики об'єкта	Функціональні. На надійність. На безпеку. На стійкість На міцність. На стійкість На транспортабельність Граничні. Технологічні.

В даній роботі приділяється увага дослідницьким випробуванням. Їх проводять для досягнення таких результатів:

- визначення або оцінки показників якості функціонування об'єкта або ФС;
- вибору оптимальних режимів роботи об'єкта або ФС;
- порівняння варіантів реалізації об'єкта під час етапу проектування ПС.

До дослідницьких випробувань відносяться конструкторські випробування, які проводяться на відповідність обраної схеми та компоновки вузлів та агрегатів, ПС, ФС авіоніки, та відповідність їх характеристик технічному завданню (ТЗ) в умовах КБ. Визначення обсягу, програми та технології випробувань є досить складним завданням, та потребують окремого підходу в кожному конкретному випадку. Це призводить до побудови різних стендів ФС в лабораторних умовах та застосування різного роду моделювання – фізичного, натурального, напівнатурного, математичного, тощо.

1.1.2. Сертифікаційні роботи як процес наповнення сертифікаційного базису проєктованого повітряного судна. Сертифікаційний базис (СБ) це комплекс забезпечення вимог норм льотної придатності (НЛП), стандартів та НТД в області охорони навколишнього середовища, які розповсюджуються на дослідний зразок авіаційної техніки (тип ПС, тип авіаційного маршового двигуна або повітряного гвинта, тип допоміжної силової установки). За процесу сертифікації ПС здійснюється перевірка на відповідність НЛП та вимогам до охорони навколишнього середовища від впливу експлуатації того чи іншого ПС [7,8,11].

Сертифікат типу - документ, що видається Авіарегістром та засвідчує відповідність типу зразка авіаційної техніки вимогам СБ.

Сертифікат льотної придатності - документ, що засвідчує відповідність конкретного екземпляра ПС вимогам СБ, та є необхідною умовою допуску цього екземпляра ПС до льотної експлуатації. Для зразків експортної авіаційної техніки передбачені спеціальні експортні сертифікати льотної придатності.

Всі складові ПС, з точки зору сертифікації, діляться на три класи:

- перший клас – авіаційний маршовий двигун, повітряний гвинт та допоміжна силова установка;
- другий клас - фюзеляж, крило, поверхні керування механізації крила, шасі, механічні елементи керування тощо;

- третій клас – комплектуючі вироби, механізми, прилади, елементи обладнання, стандартні деталі та інші комплектуючі (готові) вироби, що використовуються для здійснення польоту ПС [7,9].

Компоненти третього класу за ступенем впливу їх працездатності на льотну придатність ПС поділяються на дві категорії: категорія А - вироби, порушення працездатності яких має суттєвий вплив на льотну придатність ПС; категорія Б - вироби, що не відносяться до категорії А, включаючи стандартні деталі.

Компоненти першого класу проходять сертифікацію з видачею Авіареєстром сертифікатів типу. Компоненти другого класу проходять сертифікацію в складі ВС. Компоненти третього класу проходять сертифікацію окремо до встановлення на ПС (ці вироби не є самостійними товарами)[7,11].

1.1.3. Відпрацювання на функціонування ресурсів випробування бортового обладнання енергосистем сучасних ПС. Для визначення працездатності та налаштування взаємодії всього комплексу ФС авіоніки, а також контролю основних робочих параметрів механізмів, всі вищезазначені ФС відпрацьовують на функціонування.

Для перевірки складних ФС (гідравлічна, пневматична, СЕП, механізації крила та хвостового керування, протипожежні та кондиціонування, тощо) на функціонування та працездатність застосовують стендове моделювання на території КБ. Гідравлічні системи ПС (основні та аварійні підсистеми) відпрацьовують по окремих ділянках в різних режимах роботи (шасі, закрилки, інтерцептори елерони, руль висоти, руль напрямлення, тощо). Одночасно з відпрацюванням перевіряється герметичність та якість робочої рідини.

Відпрацювання пневматичних систем ПС проводять в цехах КБ аналогічно відпрацювання ГС після продувки і перевірки її на герметичність.

Для визначення характеристик надійності і довговічності окремих ФС ПС в умовах КБ в проводять ресурсні випробування на натурних (фізичних) стендах. На фізичних стендах відпрацьовують силову установку, паливну, гідро, пневмо, електро-, радіо- ФС ПС. Так, наприклад, СЕП відпрацьовується лабораторно з

використанням напівнатурного моделювання роботи (імітації за допомогою приводів Леонардо) двигунів різної потужності. Стенд СЕП будується як фізична модель з урахуванням довжин проводів та підсистем СЕП як постійного так і змінного струмів. Навантаження на СЕП досягає 150% від номінального.

Розглянемо основні завданнями випробувань ФС на етапі проектування.

На стадії «задуму» здійснюється вибір оптимального складу обладнання авіоніки за задоволення вимог мінімальної вартості, об'єктивна кількісна оцінка нових рішень та льотно-експлуатаційних-технічних характеристик (ЛТХ, ЕТХ) структур дослідних зразків та моделей ФС. Важливе завдання – комплексування авіоніки на стадії формування ідей. Вирішується методами багатокритерійної оптимізації (по Парето, Методу Групового Обліку Аргументів (МГОА)), наприклад, методом лінійного програмування. Досягнення цілей етапу проектування включає вирішення завдань: формування ідей і концепцій в струнку систему задалегідь позначених властивостей, характеристик ФС авіоніки, що реалізуються в структурах ФС; маркетингові дослідження з обґрунтуванням актуальності розробки ПС по сукупності макроекономічних показників, ЛТХ і ЕТХ; експериментальні підтвердження і уточнення розрахункових ЛТХ і ЕТХ; експериментальні оцінки якості проектних рішень і можливих шляхів їх вдосконалення; критичний відбір і виявлення «вузьких» місць в процесі функціонування ФС ПС[5,15,20].

## **1.2. Аналіз випробувань функціональних енергосистем авіоніки на етапах життєвого циклу ПС**

Вирішення комплексу завдань по забезпеченню ефективності та надійності ФС авіоніки ПС за проведення експлуатаційних стендових випробувань в основному охоплюють етап проектування, але і можуть вирішуватися на інших етапах ЖЦ (модернізація, експлуатація).

Випробування фізичних моделей ФС авіоніки ПС на рівні лабораторних, експлуатаційних стендових випробувань забезпечує якісне наповнення СБ у стислі

часові проміжки, а забезпечення цих випробувань в значній мірі залежить від методів очікуваних і екстремальних умов експлуатації (ОУЕ, ЕУЕ). Задаються умови експлуатації для ОУЕ і ЕУЕ, а методи і засоби експлуатації визначаються умовами експерименту. На рівні ескізного проектування підтверджується адекватність найбільш відповідальних вузлів та агрегатів ФС.

Повітряне судно та його авіоніка представляють багаторівневу ієрархічну структуру (рис.1.3 та рис. 1.4), по рівнях якої розташовуються[12]:

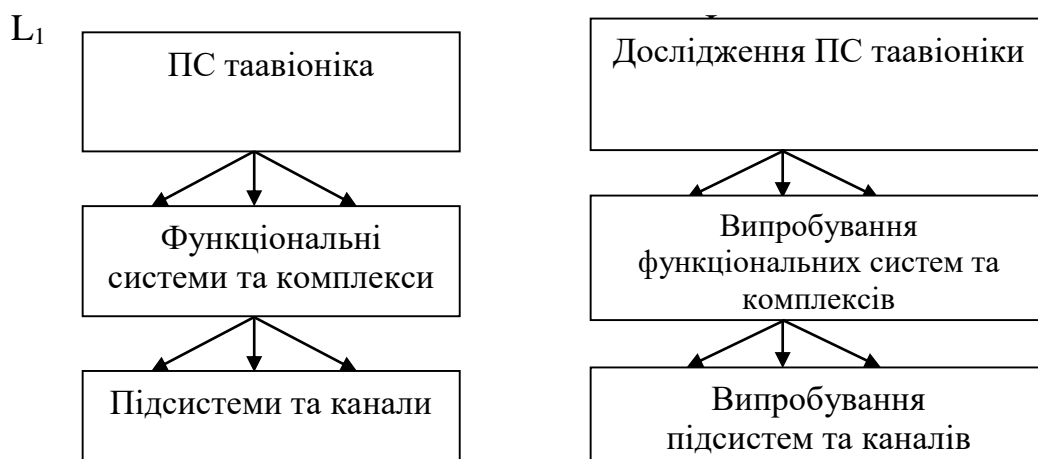
$L_1$  – рівень типу ПС;

$L_2$  – основні ФС і комплекси (планера, енергетична, пілотажна, навігаційна, життєзабезпечення, експлуатаційна);

$L_3$  – підсистеми ФС, які входять в структури  $L_2$  (енерговузли систем і енергопостачання гідро та пневмо систем (СЕР, ГС); режими роботи резервованих систем керування польотом (автоматичний, автоматизований, штурвального керування); для СЕР та ГС – канали енерговузлів) та ін.;

$L_4$  – множина функціональних еталонів агрегатів з рівні  $L_5$ , об'єднаних в спрощені структури аварійних режимів (на рівні функціонально-мінімальних структур), на рівні вузлів.

В процесі ЖЦ: <проектування> → <сертифікація> → <серійне виробництво> → <експлуатація> між експлуатантами ПС та ФС авіоніки  $L_i(i=1,5)$  існують складні взаємозв'язки, що змінюються під час довгої експлуатації. У цьому сенсі процес випробувань ПС і авіоніки на ЖЦ можна розглядати як послідовні стадії: <проектування: комплексування авіоніки; експлуатаційні стендові випереджаючі і доводочні випробування> → <сертифікація: сертифікаційні випробування і створення базису, що сертифікується> → <серійне виробництво: заводські наземні і льотні випробування> → <експлуатація: експлуатаційні і сертифікаційні випробування>.



L<sub>2</sub> I<sub>2</sub>

L<sub>3</sub> I<sub>3</sub>

L<sub>4</sub> I<sub>4</sub>

L<sub>5</sub> I<sub>4</sub> I<sub>5</sub>

Рис.1.3. Ієрархічна структура  
ПС та ФС авіоніки

Рис.1.4. Ієрархічна  
структура випробувань  
ПС та ФС авіоніки

Математично випробування на етапі ЖЦ ПС описуємо так. Матриця станів L<sub>ij</sub> і матрицю випробувань I<sub>ij</sub> ПС набувають такого вигляду:

Матриця станів

Матриця випробувань

$$L = \begin{pmatrix} L_{11} & L_{12} & \dots & L_{15} \\ L_{21} & L_{22} & \dots & L_{25} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ L_{51} & L_{52} & \dots & L_{55} \end{pmatrix}, \quad I = \begin{pmatrix} I_{11} & I_{12} & \dots & I_{15} \\ I_{21} & I_{22} & \dots & I_{25} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ I_{51} & I_{52} & \dots & I_{55} \end{pmatrix}$$

де L<sub>ij</sub> – сукупність ФС авіоніки і-го рівня ПС на j-му етапі ЖЦ; j=1,2,3,4,5 – етапи задуму; експлуатаційні стендові та льотні випробування етапу проектування; сертифікаційні випробування (СБ); виробничі та заводські льотні випробування.

Елементи стовпців матриці стану та випробувань характеризують види випробувань по етапах ЖЦ:

- 1-й стовпчик: задум - завдання комплексування авіоніки;
- 2-й стовпчик: експлуатаційні що стендові та льотні випробування авіоніки;
- 3-й стовпчик: сертифікаційні випробування;
- 4-й стовпчик: виробничі та заводські льотні випробування;

- 5-й стовпчик: експлуатаційні випробування (після введення ПС в експлуатацію).

Проведена математична реалізація основного принципу класифікації по етапах ЖЦ та по рівнях ієрархічної структури дає можливість визначити загальну методологічну основу на рівні сформування певної закінченої моделі випробувального процесу (рис.1.5).

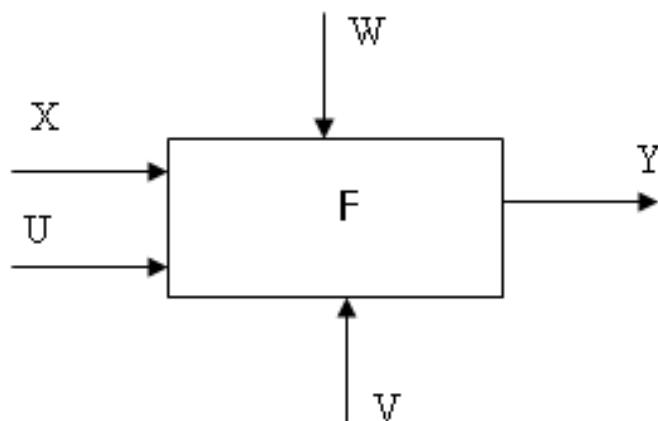


Рис.1.5. Функціональна модель об'єкту випробувального процесу на етапі ЖЦ ПС

Математично процеси випробувань можна описати виразом:

$$Y = F(X, U, V, W),$$

де  $X, U$  – види режимних та управлінських впливів, включаючи в себе проектно-конструкторські рішення об'єкту випробувань;  $Y$  – вектор вихідних характеристик об'єкту;  $V, W$  – вектори детермінованої та випадкової компонент впливів експлуатаційного середовища;  $F$  – векторний оператор перетворення конструктивних  $X$ , управляючих та проектно-конструктивних рішень  $U$ , впливів зовнішнього середовища  $V$ , умов експлуатації  $W$ .

Розглянемо нормативно технічну складову проведення випробувального процесу. Основним нормативним документом випробувань ПС в цілому є програма випробувань.

До програми випробувань включають такі розділи:

- цілі випробувань;

- короткі відомості про об'єкт;
- методика проведення випробувань;
- склад експериментального обладнання;
- алгоритми обробки інформації;
- обмеження під час випробувань.

Математичну модель випробувального процесу ПС характеризуємо алгоритмом узагальненого циклу випробувань (рис.1.6). Цей алгоритм включає таку сукупність типів і видів випробувань[13]:

- $A_1$  – формування плану – програми випробувань;
- $A_2$  – підготовка об'єкту до випробувань;
- $A_3$  – імітація умов експлуатації (статичні і перехідні стани);
- $A_4$  – вимірювання параметрів та характеристик об'єкту та визначення якості контролюючої – вимірювальної апаратури;
- $A_5$  – оцінка параметрів зовнішнього середовища та умов експлуатації;
- $A_6$  – аналіз результатів та здійснення порівняльної оцінки параметрів об'єкту відповідно до використаної в процесі НТД;
- $A_7$  – завершення випробувань за позитивної оцінки;
- $A_8$  – діагностування об'єкту випробувань для виявлення небажаних відхилень від параметрів та характеристик від еталонних НТД;
- $A_9$  – формування корегуючих заходів, щодо вдосконалення конструкції, режимів робіт, методик випробувань тощо;
- $A_{10}$  – реалізація корегуючих заходів;
- $A_{11}$  – реєстрація основних характеристик та параметрів випробувань, у тому числі в безперервному та дискретному станах;
- $A_{12}$  – відображення інформації про хід випробувань;
- $A_{13}$  – документування результатів випробувань;
- $A_{14}$  – управління процесом випробувань.



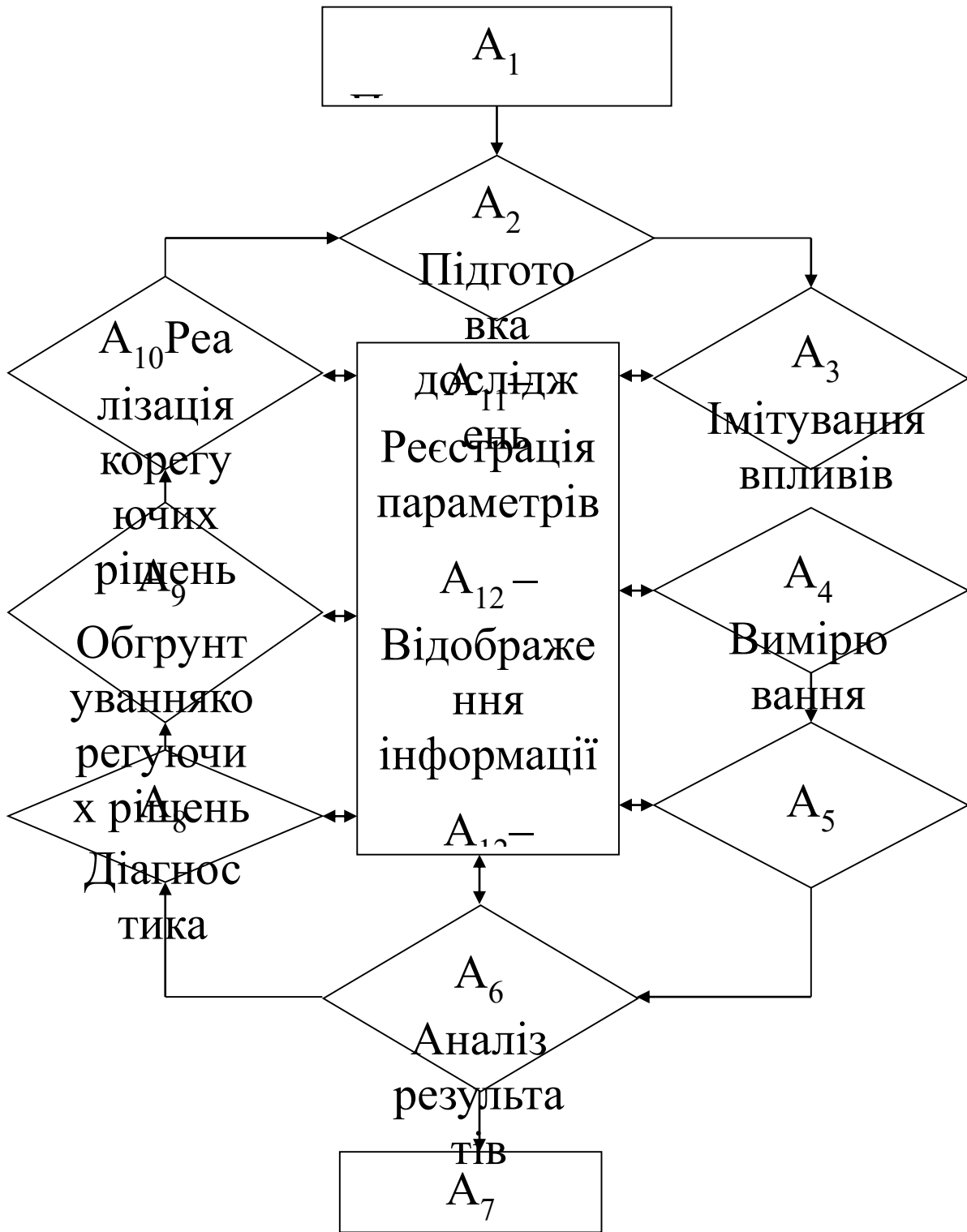


Рис.1.6. Алгоритм типового узагальненого циклу випробувань

### 1.3. Використання напівнатурного стендового моделювання для забезпечення випробувань енергосистем сучасного повітряного судна

В умовах ринкової економіки, що диктує свої правила, провідними світовими авіаційними КБ широкого використання набуло саме стендове імітаційне моделювання. Стендове моделювання почало застосовуватись для рішення задач сертифікації для наповнення СБ конкретного ПС в середині двадцятого століття, і не тільки не втратило своєї актуальності, а й зайняло важливу складову на сучасному рівні розвитку літакобудування.

Для випробувань енергосистем ПС широко використовуються електроенергетичні стенди різної потужності. Ці стенди мають розгалужені та уніфіковані мережі передачі та розподілу електроенергії. Кожен стенд будується під конкретну ФС конкретного типу ПС.

Задача визначення та застосування енергозберігаючих технологій та впровадження їх в випробувальний процес авіаційної техніки на рівні стендових технологій полягає в наступних підходах:

- зменшення часового проміжку випробувального процесу без втрати якості проведення цих робіт, що дає змогу зменшити економічну затратну частину за рахунок оптимізації кошторисних затрат;

- забезпечення застосування дієвих імітаційних математичних, стендових, фізичних, напівнатурних, динамічних моделей та введення їх в випробувальний процес (можливе паралельне проведення випробувань одночасно на декількох моделях та стендах).

Наприклад ДП «Антонов» використовував та використовує стендове моделювання для випробувань енергосистем таких ПС як Ан-70, Ан-140, Ан-148, Ан-158, Ан-178, Ан-124, Ан-132 та ін.

Критерій істиності полягає в адекватності моделі  $M$  відносно системи  $S$  з мінімальною похибкою  $\Delta$ :

$$M^{\Delta} \Rightarrow S$$

Для здійснення максимально достовірних випробувань енергосистем дослідного ПС застосовуються *експлуатаційні натурні стендові випробування*.

Розглянемо випробування такої ФС ПС як СЕП. На основі випробування СЕП покажемо загальний алгоритм випробувального процесу енергосистем ПС.

Стенд СЕП реалізується в вигляді напівнатурної моделі в умовах лабораторного розміщення, що будується на основі редукторного приводу для забезпечення високої швидкістю обертання відповідного обертання та імітації роботи авіаційних маршових двигунів. Класифікація іспитових стендів[21,23]щодо градації потужності (на вихідному валі редуктора, потужності живлення стенда, меж регулювання швидкості обертання вихідного валу редуктора, числа вихідних валів у редуктора) зосереджена в табл. 1.2.

Таблиця 1.2

Класифікація іспитових стендів придатних для використання під час випробувань СЕП ПС

№ п/п	Тип	Потужність на вихідному валу редуктора (кВА)	Діапазон Регулювання швидкості обертаннядвигуна (об/хв)	Діапазон регулювання швидкості обертання редуктора (об/хв)	Число вільних каналів вала
1	GPA 15G3000	15	700	5000...30000	1
2	GPA 15G18000	15	700	5000...18000	1
3	GPA 30G30000	30	700... 4200	5000...30000	2
4	GPA 30G18000	30	700... 4200	5000...18000	2
5	GPA 50G60000	30	600... 3600	10000...60000	1
6	GPA 100G30000	55-100	600... 3600	5000...30000	2
7	GPA 100G18000	55-100	600... 3600	3000...18000	2
8	GPA 70L18000	55-70	600... 3600	3000...18000	2
9	GPA 70G18000	55-70	600... 3600	3000...18000	2
10	GPA 200L130000	200	417... 2500	5000...30000	2
11	GPA 200L18000	200	417... 2500	5000...18000	2
12	GPA 3000L18000	3000	417... 750	10000...18000	2
13	GPA 5000L18000	5000	417... 750	10000...18000	2

Використовуються механічні приводи під час випробувань різних джерел живлення, а саме синхронних або асинхронних генераторів змінного та постійного

струму, а також під час механічних випробуваннях електронних пристроїв на відцентрові зусилля.

Використання пристрою автоматичного регулювання оборотів, що розрахований на вкрай тяжкі умови експлуатації, забезпечує можливість швидкої зміни режимів випробування завдяки досить короткій тривалості перехідного процесу. Саме такі перехідні процеси не рідко спостерігаються під час випробувань СЕП, саме тому такі стенди підходить спеціально для дослідницьких лабораторій в умовах КБ.

Точність параметрів випробувального стенду повинна бути мінімум на клас вище точності випробувального об'єкта - дослідної СЕППС. Тому стенди з редукторним приводом мають на дуже високу точність автоматичного регулювання числа оборотів в межах  $\pm 0,2\%$ .

Випробувальні стенди з редукторним приводом чутливі до перепаду параметрів якості електроживлення. Передбачається захисна апаратура стендів з параметрами захисту з межами коливання  $\pm 6\%$  за напруги живлення 380 В, та  $\pm 1\%$  за частоти в мережі 50 Гц. Також обов'язкова наявність надійного та дистанційного пульта керування обладнанням з можливістю дистанційного розміщення його та основного стенду в різних частинах лабораторії.

На рис. 1.7 (а, б, в, г) зображені елементи іспитових стендів типу GPA, які використовуються в електролабораторії ДП «Антонов» та служать імітаційними моделями маршевих двигунів ПС для забезпечення випробувального процесу.

В якості фізичних елементів дослідної СЕП слугує навісне електрообладнання в вигляді гідроприводів та електрогенераторів генераторів. Універсальність показаних стендів типу Леонардо заключається в використанні підвісного електрообладнання різної потужності та електротехнічних характеристик.



a)



б)



в)



г)

Рис.1.7. Испитові стенди типу GRA з навісним електрообладнанням СЕП

Редуктор таких стендів зазвичай оснащується двома масляними насосами:

- перший – з приводом від електродвигуна;
- другий – з механічним приводом (виконує функцію аварійного).

Контроль та захист редуктора заключається в наступному:

- контроль температури підшипників від передчасного виходу зі строю;
- контроль температури масла у редукторі;
- контроль тиску масла в редукторі;
- достатнє охолодження електродвигунів постійного струму у всьому діапазоні швидкості обертання;
- розміщення стенду на металлорезинових амортизаторах;
- зчеплення з приводним електродвигуном за допомогою зубчастої муфти;
- передбачене аварійне гальмування стенду.

#### **1.4.Відповідність випробувального стенду реальній схемі СЕП на прикладі літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178**

На практиці вибір випробувального стенду для проектної СЕП здійснюється після повного обсягу проектно-кошторисних робіт. Визначаються основні характеристики, потужності, будова та готується відповідна конструкторська документація. Також за цикл випробувань літаків сімейства Ан-148 та наповнення СБ ДП Антонов почав широко застосовувати інтегроване програмне забезпечення для реалізації 3D моделювання (CADD5, CATIA v5, NX 8.5).В деяких випадках досягнення економічного ефекту від використання комп'ютерних методів проектування для збірки елементу механізації крила при використанні «паперових» технологій досягає 65%.

Але застосування 3D моделювання для випробувального процесу на даний проміжок часу не застосовується, оскільки множина випробувальних задач складна та багатовекторна, що 3D моделювання не дає такої точності та достовірності, яка влаштовує сертифікаційні вимоги та НТД. Тому альтернативи стендовим

випробуванням наразі немає [20]. Для випробувального процесу СЕП сімейства літаків Ан-148 використовують випробувальні стенди двох видів:

- з живленням приводного електродвигуна постійного струму за допомогою керованих випрямлячів ( рис. 1.8);
- з живленням приводного електродвигуна постійного струму від генератора по схемі Леонардо ( рис. 1.9).

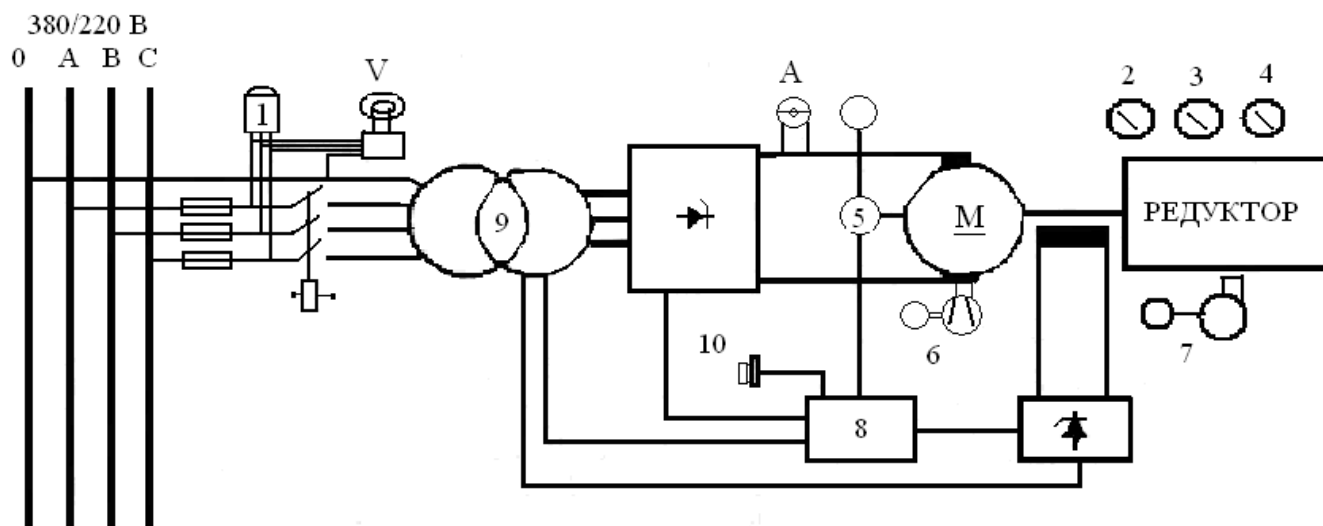


Рис. 1.8. Блок-схема стенду з живленням приводного електродвигуна постійного струму від керованих випрямлячів

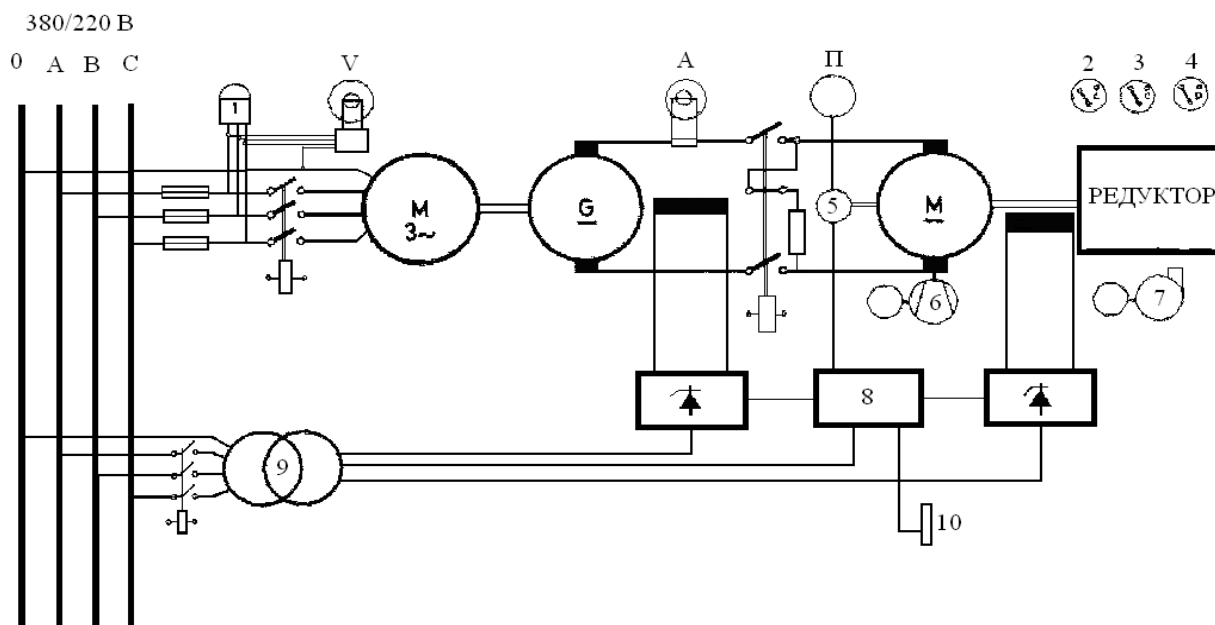


Рис. 1.4. Блок-схема випробувального стенду з живленням приводного електродвигуна постійного струму від генератора по схемі Леонардо.

Умовні позначення рис. 1.8 та 1.9:

- 1- реле контролю послідовності фаз;
- 2- датчик контролю температури підшипників редуктора;
- 3- датчик контролю температури масла в редукторі;
- 4- датчик контролю тиску масла в редукторі;
- 5- датчик обертів;
- 6- вентилятор приводного електричного двигуна;
- 7- масляний насос редуктора;
- 8- задатчик-потенціометр;
- 9- регулятор;
- 10- пристрій керування потенціометра.

Стенди за схемою Леонардо використовують коли потрібна потужність понад 100 кВт. Та плавне регулювання швидкості обертання приводного електродвигуна постійного струму з можливістю екстреного гальмівного режиму.

Вибір, оцінка відповідності та адекватності стенду реальній схемі СЕП сімейства літаків Ан-148 здійснюється на основі таких чинників:

1) Для проведення випробувань СЕП сімейства літаків Ан-148 було обрано стенд за схемою Леонардо виходячи з умови використання також автоматичного регулятора оборотів та загальної потужності понад 100 кВт.;

2) Для проведення випробувань такої СЕП можливість проведення робіт з монтажу стендів умовах КБ є цілком реалізуємою задачею, оскільки такі стенди знаходяться на балансі ДП «Антонов»;

3) Можливість проведення випробувань відповідно до методики стендових випробувань бортових систем електропостачання 1305-89-VII;

4) Виконується вимога відповідності принципів електричних схем стенда та схем СЕП типу сімейства Ан-148;



5) Можливість проведення випробувань СЕП на 100% від необхідних, ще до першого випробувального польоту;

б) Потужності, інженерно-дослідницький склад, метрологічне забезпечення та впровадження автоматизованого процесу збору та обробки інформації дає можливість скоротити строки як випробувань, так і документального оформлення проведення випробувань у вигляді відповідного акту (наприклад для Ан-148-100 це АКТ № 29-3340-05 „По результатам заводських лабораторных испытаний системы электроснабжения самолета АН-148-100”).

Коротко покажемо ряд пунктів відповідності натурального стенду СЕП-148 вимогам методики стендових випробувань бортових систем електропостачання 1305-89-VII[21,24]:

- конструкторський супровід стенду СЕП Ан-148 відповідає принципним електричним схемам: 148.98.7200.024.201 ЕЗ, Э4 Генератор лівий й аварійне живлення 115/200В; 148.98.7200.024.202 ЕЗ, Э4 Генератор правий; 148.98.7200.024.203 ЕЗ, Э4 Генератор ВСУ й аеродромне живлення; 148.98.7200.024.301 ЕЗ, Э4 Батареї акумуляторні; 148.98.7200.024.302 ЕЗ, Э4 Пристрою випрямні; 148.98.7200.024.401 ЕЗ, Э4 Пристрої навантажувальні СЕП; 148.98.7200.024.501 ЕЗ, Э4 Вимір параметрів СЕП;

- конструкція ЦРП та РП стенда ідентична конструкції відповідних ЦРП та РР на ПС;

- всі елементи РП первинної та вторинної розподільчої мережі, виконані як ідентична копія ПС, та укомплектовані ідентичною комутаційною та захисною апаратурою;

- зовнішні електричні ланцюги виконані з дотриманням відповідних перетинів й опорів проводів з використанням імітатора обшивки ПС по профілях на відстані 60 мм від обшивки, що відповідає монтажу на ПС;

- акумуляторні батареї, ВП, перетворювачі й апаратури регулювання й захисти змонтовані на спеціальних металевих етажерках;

- для 100% ідентичної імітації бортового навантаження приймачів електроенергії застосовані лабораторні навантажувальні пристрої відповідно до графіка навантажень АН-148;
- імітація насосних станцій НС№2 типу НС140-7Н здійснюється за допомогою трифазного електродвигуна приводу ідентичних НС та довантаження активним навантаженням до номінальної потужності НС;
- імітація обертів маршового двигуна здійснюється за допомогою редукторних стендів типу Леонардо фірми ЕЛЛІН-УНІОН потужністю 200 кВт.;
- охолодження гідроприводів ГП21 та відповідно і генератора ГТ30НЖЧ12 (30030-140) здійснюється примусово за допомогою додаткових контурів циркуляції гідрорідини.

Паралельно з комплексною системою електронної індикації й сигналізації літака АН-148 (КСЕІС-148) під час випробувань є можливість підключення лабораторних вимірювальних приладів та контролеру системи вимірів і випробувань СЕП (КСВВ-СЕП)[16].

### **Висновок до розділу №1**

Один з основних шляхів підвищення енергоефективності випробувального процесу ФС нових ПС закладається та лежить в площині зменшення строків проведення випробувань та наповнення СБ з дуже важливою умовою – збереження якості та забезпечення достовірності проведених випробувань.

Саме тому перший розділ даної роботи присвячений аналізу проведення комплексу випробувань енергосистем сучасних ПС в умовах КБ, а саме:

- сучасному забезпеченню випробувального процесу на етапах всього ЖЦПС та їх ФС з урахуванням досвіду провідних світових КБ авіаційної техніки;
- побудові багаторівневої ієрархічної структури ФС авіоніки сучасного ПС та ієрархічної структури випробувань цих ФС, що дало змогу за допомогою математичної реалізації визначити загальну методологічну основу сформування певної закінченої моделі випробувального процесу з алгоритмічною демонстрацією типового узагальненого циклу випробувань;

- аналізу випробувань функціональних енергосистем авіоніки на етапах життєвого циклу ПС з використанням математичних, напівнатурних та фізичних моделей ФС авіоніки ПС на рівні лабораторних, експлуатаційних стендових випробувань;
- формуванню критерію істинності проведення випробувань, що полягає в адекватності моделі  $M$  відносно системи  $S$  з мінімальною похибкою  $\Delta$ ;
- класифікації іспитових стендів придатних для проведення випробувань енергосистем сучасних ПС (на прикладі СЕП ПС), та формуванню відповідності випробувального стенду реальній схемі СЕП на прикладі літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178.

## РОЗДІЛ 2

### ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ СТЕНДОВИХ ВИПРОБУВАНЬ ЕНЕРГОВУЗЛІВ СУЧАСНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

#### 2.1. Математичне забезпечення випробувального процесу функціональних енергосистем сучасного повітряного судна

Існує така наукова концепція яка об'єднала комплекс випробувань авіаційної техніки в єдину систему під назвою - інтегрована автоматизована система управління випробуваннями (ІАСУВ). Розглянемо математичне забезпечення (МЗ) реалізації проведення випробувань ФС в структурі ІАСУВ. Математичне забезпечення ІАСУВ представляє собою сукупність методів та моделей, які застосовуються основі логічних та обчислювальних процесів виконання випробувань  $A_i$  ( $i=\overline{1,14}$ ), які детально розглянуті в першому розділі.

Компоненти МЗ реалізуються на основі програмно-орієнтованих модулів[5,8]. Математичне забезпечення ІАСУВ ділиться на два види, або компоненти:

- прикладна частина;
- системна частина.

Охарактеризуємо МО з точки зору таких модулів:

- Об'єктно-орієнтовані модулі - це моделі та методи опису функціонування ФС, принципів їх роботи та умов випробувань;
- Програмно-орієнтовні модулі МЗ— це універсальні моделі, не залежні від об'єкту випробувань, а впроваджуються для ФС та умов їх експлуатації з точки зору засобів налаштування та регулювання репрезентативних параметрів функціонування цих ФС.

Формування програмно-орієнтованого МЗ випробувань ФС складається з таких підходів. Проаналізуємо ці підходи поетапно.

1 Етап - первинна обробка інформації випробувань ФС авіоніки ПС.

Відомо, що є ряд випадкових процесів, які супроводжують випробування ФС  
 ПК Експериментальна частина МЗ характеризується функцією  $F(x)$  в залежності  
 від математичного очікування  $M_x$ ; дисперсії  $D_x$  та середньоквадратичного  
 відхилення  $\sigma_x$ :

$$F(x) = P(X < x); f(x) = \frac{dF(x)}{dx}; F(x) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x) dx; m_x =$$

$$M(x) = \int_{-\infty}^{\infty} x f(x) dx; D_x = \sigma_x^2 = \int_{-\infty}^{\infty} (x - m_x)^2 f(x) dx.$$

Вектор  $x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ , де  $x_i (i = \overline{1, n})$  - випадкова вибірка об'єму  $i$   
 величини  $X$ . Оцінка  $m_x^*, D_x^*, \sigma_x^*$  параметрів  $m_x, D_x, \sigma_x$  характеризується

$$\text{виразами } m_x^* = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i; D_x^* = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - m_x^*)^2; \sigma_x^* = \sqrt{D_x^*}, \text{ де } x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n),$$

$x_i (i = \overline{1, n})$  - вибірка результатів вимірів  $x_i (i = \overline{1, n})$ .

Величина варіаційного ряду спостережень  $x_v^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$   
 характеризується виразом  $x_{i+1} = \min\{x_1, x_2, \dots, x_n\} \setminus \{x_1, x_2, \dots, x_{(i)}\} (i = \overline{0, n-1})$ . Вираз  
 $x_{\min} = x_{(1)}; x_{\max} = x_n$ , характеризує елементи технологічних операцій  $\Phi_5^c(x^n)$  і  
 $\Phi_6^c(x^n)$  мінімального та максимального елементів вибірки  $x^n$ .

Нормальний закон розподілу випадкового процесу характеризується законом  
 розподілу статистичних даних  $T(x^n)$  по виразу  $T(x^n) = \frac{x_{\max} - x_{\min}}{\sigma_x^*}$ , де  $x_{\max}$  - груба

помилка. Правила оцінки грубої помилки виражаються:

$$x_{\max} > m_x^* + \sigma_x^* t_\alpha \Rightarrow (x_{\max} - \text{груба помилка}); \quad x_{\max} \geq m_x^* + \sigma_x^* t_\alpha \Rightarrow (x_{\max} -$$

$$\text{не груба помилка}); \quad x_{\max} < m_x^* - \sigma_x^* t_\alpha \Rightarrow (x_{\min} - \text{груба помилка});$$

$$x_{\max} \geq m_x^* - \sigma_x^* t_\alpha \Rightarrow (x_{\min} - \text{не груба помилка}).$$

Ступінчаста функція будується на основі виразу  $f^*(x) = \frac{P_i^*}{\Delta_j} (j = \overline{1, k}; x \in I_j)$  та  
 називається гістограмою оцінки щільності розподілу  $f(x)$ . Мінімальний набір  
 алгоритмів первинної обробки результатів зосереджений в табл. 2.1.

## Елементарна технологія первинної обробки інформації

Найменування алгоритму	Параметр налаштування	Вираз алгоритму
$\Phi_1^e$ – оцінка математичного очікування	$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ вибірка вимірювань	$m_x^* = \Phi_1^e(x^n)$
$\Phi_2^e$ – оцінка дисперсії	$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ вибірка вимірювань	$D_x^* = \Phi_2^e(x^n)$
$\Phi_3^e$ – оцінка середньо-квадратичного відхилення	$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ вибірка вимірювань	$\sigma_x^* = \Phi_3^e(x^n)$
$\Phi_4^e$ – побудова варіаційного ряду	$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ вибірка вимірювань	$x_v^n = \Phi_4^e(x^n)$
$\Phi_5^e$ – визначення мінімального члена виборки	$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ вибірка вимірювань	$x_{\min} = \Phi_5^e(x^n)$
$\Phi_6^e$ – визначення максимального члена виборки	$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ вибірка вимірювань	$x_{\max} = \Phi_6^e(x^n)$
$\Phi_7^e$ – виключення грубих помилок вимірювань	$x^n, \alpha$ – рівень значимості критерія перевірки гіпотези	$\delta_x = \Phi_7^e(\overline{x^n}, \alpha)$
$\Phi_8^e$ – побудова емпіричної функції розподілу	$x^n, \alpha, x$	$F^*(x) = \Phi_8^e(x^n, \alpha, x)$
$\Phi_9^e$ – побудова гистограми	$x^n, \alpha, k$ – число розрядів вибірки; $\zeta_j$ – границі розрядів	$f^*(x) = \Phi_9^e(x^n, \alpha, k, \xi_0, \dots, \xi_k, x)$
$\Phi_{10}^e$ – визначення оцінки кореляційного моменту	$x^n, y^n, \alpha$	$K_{xy}^* = \Phi_{10}^e(x^n, y^n, \alpha)$

2етап - точкова оцінка параметрів випробувань авіоніки.

Завданням дослідження певного випробувального процесу, що характеризується величиною  $X$ , зводиться до дослідження значення параметру  $v$  як векторного параметру  $V = (v_1, v_2, \dots, v_m)$  щільності розподілу  $f(x, v)$ . Вірогідність виконання умови  $f(x, v) = P(x, v)$  зводиться до точкового значення. Оцінка параметра зводиться до відшукування оцінки  $v^*(x^n)$  параметра  $v$  з властивостями:

- неруховості  $M(v^*) = v$ ;
- ефективності (мінімальному розсіюванню)  $v^*(x^n) \rightarrow \min$ ;
- спроможності (збіжності відстані)  $v^*(x^n)$  до параметра  $v$  при  $n \rightarrow \infty$ .

При точковій оцінці дослідного параметру параметра застосовується ряд методів які зараз розглянемо:

Метод максимуму правдоподібності, який в свою чергу базується на функції

правдоподібності  $L = (x^n, v) = \prod_{i=1}^n f(x_i, v)$ , де  $v$  – параметр аргументу;

$x^n = (x_1, x_2, \dots, x_n)$  – вектор ряду спостережень.

Оцінка параметрів експерименту  $v^* = (v_1^*, v_2^*, \dots, v_m^*)$  проводиться завдяки Методу найменших квадратів, коли вектор вимірів  $x^n$  знаходиться залежно від параметра  $v$  і помилок вимірів  $Y^n = (Y_1, Y_2, \dots, Y_n)$  виразом  $x^n = Av + Y^n$ . Вираз  $A = \|a_{ij}\|_{n \cdot X \cdot m}$  є матрицею коефіцієнтів моделі виробів. Елементарні технологічні операції точкової оцінки параметрів показані в табл. 2.2.

Таблиця 2.2.

Елементарна технологічна операція точкової оцінки параметрів

Код алгоритму	Параметр налаштування і регулювання	Вираз алгоритму
$\Phi_{11}^e$ – оцінка параметрів методом максимуму правдоподібності	$x^n, \alpha; f(x,v)$ щільність розподілу; $\epsilon$ – точність рішення задачі	$v = \Phi_{11}^e(x^n, \alpha, f(x, v), \epsilon)$
$\Phi_{12}^e$ – оцінка параметрів методом моментів	$x^n, \alpha; f(x,v); m$ розмірність вектора $v$	$v^* = \Phi_{12}^e(x^n, \alpha, k, f(x, v), m, \epsilon)$
$\Phi_{13}^e$ – оцінка параметрів методом $\lambda^2$	$x^n, \alpha; f(x,v), K, \zeta_0, \dots, \zeta_k, m$	$v^* = \Phi_{13}^e(x^n, \alpha, f(x, v), K, \xi_0, \dots, \xi_k, m)$
$\Phi_{14}^e$ – оцінка параметрів методом найменших квадратів	$x^n, \alpha; A$ – матриця коефіцієнтів моделі; $K_y$ – кореляційна матриця помилок вимірювання	$(v^*, S^2) = \Phi_{14}^e(x^n, \alpha, A, K_y, \delta)$
$\Phi_{15}^e$ – оцінка параметрів методом найменших квадратів і відключеннями	$x^n, \alpha; A, K_y, \delta, B, b$ – матриця коефіцієнтів рівняння обмежень	$(v^*, S^2) = \Phi_{15}^e(x^n, \alpha, A, K_y, \delta, B, b)$
$\Phi_{16}^e$ – оцінка параметрів методом максимуму і апостеріорної вірогідності	$x^n, \alpha; f(v)$ – апіорна щільність розподілу $v$ ; $f(x^n   v)$ – апіорна щільність розподілу вибірки $x^n$	$v^* = \Phi_{16}^e(x^n, \alpha, f(v), f(x^n   v))$

Метод максимуму апостеріорної щільності вірогідності. Оцінка  $v^*$  здійснюється за виразом  $f(x^n | v^*) = \max_{(v \neq 0)} f(x^n | v)$ . Досліджується екстремум функції  $\ln f(v) | \ln f(x^n | v)$  як залежний від аргументу  $v$  з параметром  $x^n$ . Пошук  $v^*$

зводиться до вирішення виразу  $\frac{\partial}{\partial v_i^*} \ln f(v) + \frac{\partial}{\partial v_i} \ln f(x^n | v) = 0 (i = \overline{1, m})$ . Алгоритм

пошуку  $v^*$  є елементарною технологічною операцією  $\Phi_{16}^c(x_n, \alpha, f(v), f(x^n | v))$ .

3 етап - інтервальна оцінка параметрів вимірів ІАСУВ.

Інтервальний спосіб оцінки параметра  $v$  полягає в побудові випадкового інтервалу в області  $R^m$ , та зводиться до вибору статистики з  $T = \Phi(x^n, v)$  по  $v = \Phi^{-1}(X^n, T)$ , для якої  $T$  відомо і не залежить від  $v$ . Далі знаходять довірчі кордони  $\gamma_1$  і  $\gamma_2$  довірчій вірогідності  $p$  з виразу  $P(\gamma_1 \leq T \leq \gamma_2) = p$ . Маємо співвідношення  $P(v_{\min} \leq v \leq v_{\max}) = p$ , де  $v_{\min} = \Phi^{-1}(X^n, \gamma_1)$ ,  $v_{\max} = \Phi^{-1}(X^n, \gamma_2)$ . Інтервал  $I_p = (v_{\min}, v_{\max})$  стає справедливим для параметра  $v$ .

Мінімальний набір елементарних технологічних операцій інтервального оцінювання показано в табл. 2.3.

Таблиця 2.3.

Елементарна технологічна операція інтервального оцінювання

Код алгоритму	Параметр налаштування і регулювання	Вираз алгоритму
$\Phi_{17}^c$ – побудова довірчого інтервалу	$X_n, \alpha, T$ – статистика метода; $p$ – довірливаймовірність; $F(x, v)$ – розподіл $X$	$I_p = \Phi_{17}^c(x^n, \alpha, T_p, F(x, v))$
$\Phi_{18}^c$ – побудова довірчого інтервалу	$x^n, \alpha, v^*$ – точкова оцінка параметра; $p$ ; $F(x, v)$ $x^n, \alpha, v; f(v)$ – щільність розподілу параметра $v; f(v^*   v)$ – умовна щільність розподілу $\tau^*$	$I_p = \Phi_{18}^c(x^n, \alpha, \theta^*, p, F(x, v))$ $I_p = \Phi_{19}^c(x^n, \alpha, v^*, p, f(v, f(v^*   v)))$
$\Phi_{19}^{c*}$ – побудова довірчої області	$x^n, \alpha, v^*, f(x^n   v), m$ – розмірність вектора $v$	$I_p = \Phi_{20}^c(x^n, \alpha, v^*, f(x^n   v), m)$

4 етап - допусковий контроль під час випробувань ФС на етапах ЖЦ.

Вимоги під час випробувань ФС на етапах ЖЦ [15,20] повинні відповідати заявленим характеристикам цих ФС  $v_{\min} \leq v_i \leq v_{\max}$ , де  $v_i$  – контрольований репрезентативний параметр;  $S_0 = [v_{\min}, v_{\max}]$  – область допустимих лімітів зміни репрезентативного параметра. Виконується перевірка нерівності  $h_i^- \leq v_i \leq h_i^+$ , де  $v_i$  –



оцінки конкретного параметра;  $h_i^-, h_i^+$  – допустимі кордони допуску  $v_i^+$  та інтервали в кордонів допуску  $S = [h_i^-, h_i^+]$ .

Якщо відома щільність розподілу  $f(v), f(v^* | v)$  репрезентативних параметрів і їх оцінок, то використовують правило вирішальних правил перевірки нерівностей:

$$\frac{\int_{S_0} f(v)f(v^* | v)dx}{\int_{S_0} f(v^* | v)dv} \geq c, \text{ де } S_0, \bar{S}_0 - \text{ області допустимих та недопустимих значень}$$

$v = (v_1, v_2, \dots, v_r)$ ; з  $c$  – поріг вирішального правила. Алгоритм перевірки допускових умов є елементарна технологічна операція  $\Phi_{33}^e(x^n, \alpha, v^*, f(v), f(v^* | v)), S_0, \bar{S}_0$  (табл. 2.4.).

Таблиця 2.4.

Елементарна технологічна операція допускових умов

Код алгоритму	Параметр налаштування і регулювання	Вираз алгоритму
$\Phi_{33}^e$ – допусковий контроль	$x^n, \alpha, v^*, f(v), f(v^*   v); S_0$ – технічна норма параметрів; $S$ – область допуску	$S = \Phi_{33}^e(x^n, \alpha, v, v^*, f(v), f(v^*   v), S, S_0)$

5 етап - планування експериментів авіоніки на ЖЦ.

Розглянемо приклади організації і планування експерименту. Використовуємо термінологічні поняття: план експерименту; матриця плану; інформаційна та дисперсійна матриці плану експерименту.

Оцінка залежності вигляду  $x(t) \sum_{i=1}^m \varphi_i(t)v_i$  ( $t_0 \leq t \leq t_f$ ) це сукупність точкових оцінок  $v^* = (v_1^*, v_2^*, \dots, v_m^*)$ , та планування експериментів по точковій оцінці  $v = \{v_1, v_2, \dots, v_m\}$ . Оптимізація плану зводиться до пошуку екстремуму функцій:

- визначається допустимий план  $P_0$  нульового наближення;
- визначається точка  $t_0^*$  виходячи з умови  $\varphi(t_0^*, P_0) = \min_{(t)} \varphi(t, P_0)$ ;

- перевіряється виконання нерівності  $\varphi(t_0^*, P_0) - \varphi(D_0 \overset{\circ}{\Phi}_0) \leq \epsilon$ . Якщо нерівність задовольняється, то план  $P_0$  вважається оптимальним, інакше переходять до наступного пункту:

- визначається параметр з умови мінімуму виразу  $I_0(\gamma) = \Phi[D((1-\gamma)P_0 + \gamma P(t_0^*))]$ ; ( $\gamma \geq 0$ ), або з умови виконання нерівності  $\Phi[D((1-\gamma)P_0 + \gamma P(t_0^*))] < \Phi[D(P_0)]$ , де  $P(t_0^*)$  – план в точці  $t_0^*$ .

- будується план  $P_1$  першого наближення за формулою  $P_1 = (1-\gamma_0)P_0 + \gamma_0 P(t_0^*)$

- застосовується повторне вирішення обчислень.

## 2.2. Алгоритмічне забезпечення процесу випробування енергосистем за рахунок застосування засобів автоматизації

Алгоритмічне забезпечення процесу випробування складається з декількох алгоритмів. Перша група алгоритмів створення ІАСУВ - алгоритми цілей, завдань та технологій [1,12].

Алгоритми процесу функціонування ІАСУВ зводяться до багаторівневого технологічного процесу:

- цілі та задач (рис. 2.1);
- технологічного базису (процесу) (рис. 2.6).

На рис. 2.5 складовими алгоритмів цілей та завдань є:

- алгоритми технологій випробувань  $\Phi(K|\delta\epsilon)$ ;
- алгоритми комплексів авіоніки  $\Phi_q^k(B|\beta)$ ;
- алгоритми функціональних систем  $\Phi_k^s(Z|\xi)$ ;
- алгоритми задач  $\Phi_t^z(M|\mu)$ ;

алгоритми процедур (завдань)  $\Phi_t^p(M|\mu)$  ;

алгоритми забезпечення режимів функціонування ІАСУВ  $\Phi^{pc}(r)$  ;

алгоритми збору інформації і ухвалення рішення по нестандартних ситуаціям  $\Phi^{nc}(c)$ .

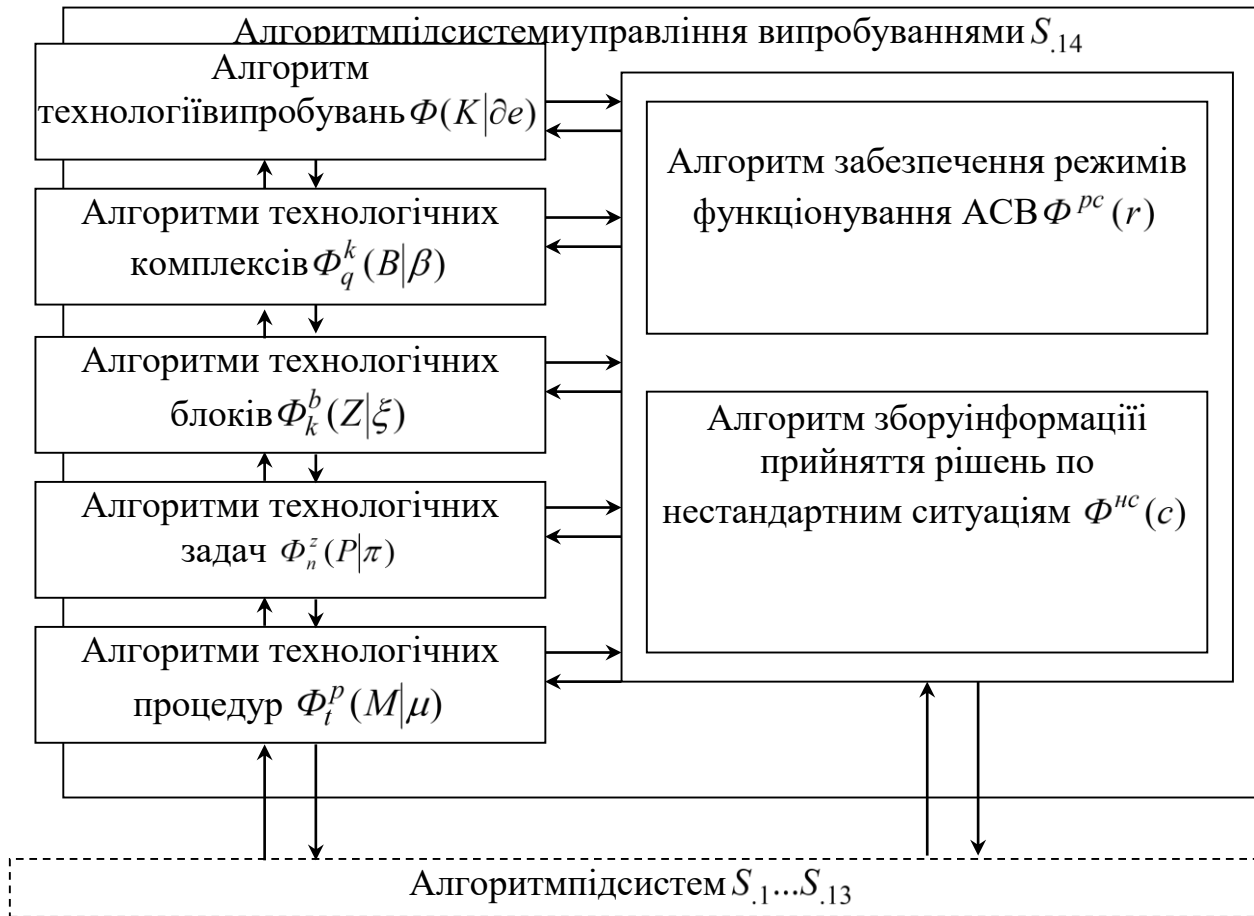


Рис.2.1. Алгоритми цілей та задач випробувань

До складу алгоритмів підсистем  $S_{1...13}$  ( $S_j$  ( $j = \overline{1,13}$ )) входять (рис.2.2):

- алгоритми технологічних модулів  $\Phi_n^M(S|\sigma)$ ;
- алгоритми складових технологічних операцій  $\Phi_n^S(E|\varepsilon)$ ;
- алгоритми елементарних технологічних операцій  $\Phi_{11}^e(\alpha)$ .

Процес функціонування підсистем [12,13]:  $S_j$  ( $j = \overline{1,13}$ ) підпорядковується сигналам управління заданими векторами  $p, z, b, k$  та параметрами налаштування та регулювання  $\mu, \pi, \xi, k$  алгоритмів систем  $S_{14}$ .

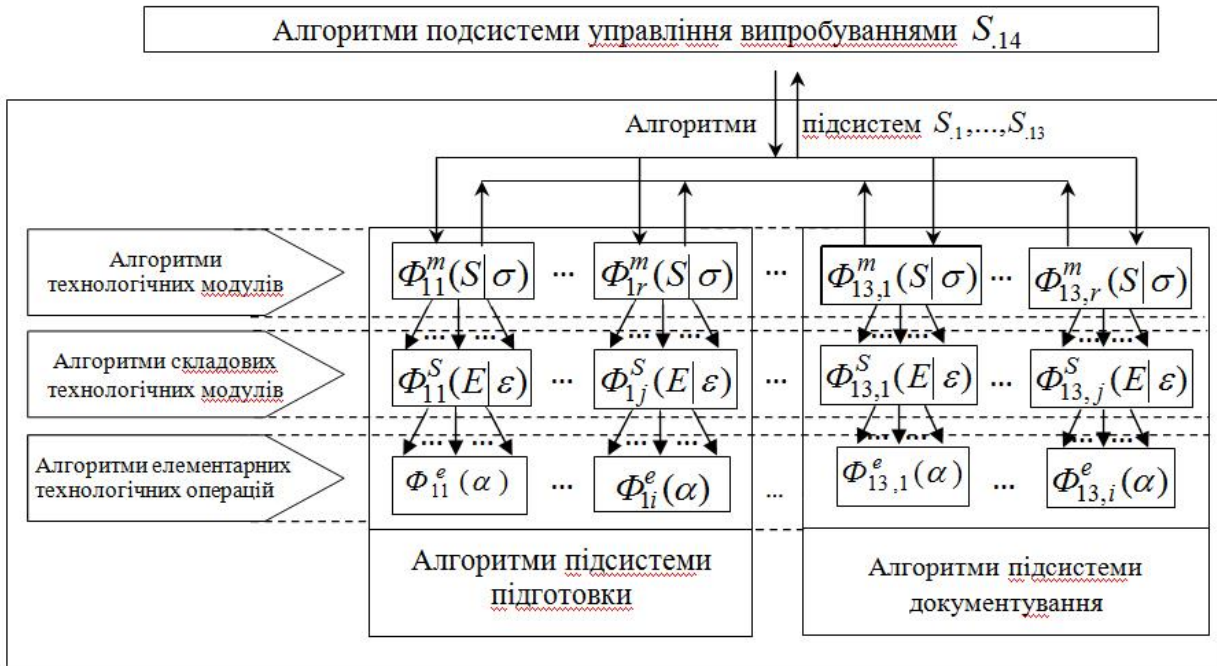


Рис.2.2. Алгоритми технологічного базису підсистем випробувань

Друга група алгоритмів створення ІАСУВ включає в себе алгоритми планування, підготовки і імітації умов випробувань [13]. Підсистеми планування та підготовки випробувань утворюють модулі технологічного базису.

Алгоритми технологічного базису визначають послідовність випробувань що включають такі етапи:

- визначення переліку параметрів випробувань;
- визначення алгоритмів проведення та завершення випробувань;
- формулювання функцій системи за режимами роботи;
- розробки ТЗ забезпечення випробувань.

Алгоритм підготовки випробувань включає послідовність робіт з забезпечення програмного, технічного та інформаційного процесів (рис. 2.3), а алгоритм імітації умов експлуатації включає в себе всі види випробувань ФС авіоніки (дослідницькі, експериментальні стендові, імітаційного фізичного, математичного та напівнатурного моделювання) [13,16]. Імітація умов експлуатації ФС передбачає різні режими роботи ФС. Для енергосистем ПС потрібно обов'язково врахувати як умови охолодження генеруючих елементів СЕП для нівелювання нештатних ситуацій перегріву підшипників, обмоток генераторів, ВП,

АКК і ін.), так для систем поверхонь механізації забезпечити можливість виконання різних маневрів (маневрування кермом за допомогою ступінчастих режимів обурення, зміни центрування ПС та ін.).



Рис. 2.3. Алгоритм робіт підготовки випробувань ФС авіоніки ПС

Узагальнені (складові) операції зводяться до елементарних  $\Phi_{3j}^s(E|\epsilon) = \Phi_{3j}^e(\alpha\alpha)$  для забезпечення неперервного керування агрегатами ФС авіоніки, та є алгоритмами елементарних операцій та алгоритмів технологічних модулів.

### 2.3. Типове структурування систем електропостачання сучасних ПС та забезпечення енергоефективного стендового випробувального процесу

Алгоритмічне забезпечення ІАСУВ випробувань СЕП сучасних ПС в умовах КБ формуються з ряду сукупностей складових [12,13,20]:

- до складу *системи генерування* входять перетворювачі та джерела електроенергії, пристрої забезпечення стабілізації частоти та напруги, підсистеми розподілу потужностей, забезпечення захисту, керування та контролю;

- до складу *системи розподілу і передачі електроенергії* входять приймачі відповідної категорії, та виконує функції передачі електроенергії від генераторів до РП, далі від РП до відповідних приймачів, забезпечує комутацію різноманітних ліній живлення та захист від аварійних ситуацій.

Під час реалізації ІАСУВ СЕП ПС враховуються її особливості та багатовекторність функціонування [19]:

- *автономність* – закладається в можливості забезпечення електроенергію відповідної якості згідно НТД до споживача під час різних режимів польоту в тому числі аварійних ситуацій;

- *резервування* – якому присвячені цілі підрозділи даної роботи, та запропонована паралельна робота джерел живлення, що забезпечує живлення приймачів сумарною потужністю, особливо в аварійних режимах роботи СЕП (рис.2.4);

- *терпимість та парування КЗ* в каналах розподілу, та прогнозованих обривів проводів.

- *уніфікованість та зворотній зв'язок*, для якісного технічного обслуговування СЕП.

Але слід врахувати, що певний вплив на роботу СЕП можуть мати негенеруючі властивості ПС, такі як;

- збільшена польотна маса та габарити СЕП мають здатність знижувати надійність;

занадто резервована структура ускладнює роботу СЕП та підвищує витрату палива тощо.

Структура СЕП вибирається з необхідності та доцільності умов необхідного числа енерговузлів, видів електроенергії, автономності та якості параметрів

електроенергії, масо-габаритних характеристик та необхідної надійності (резервування).

Співвідношення характеристик маси СЕП на одиницю споживаної потужності показано в табл. 2.5.

Таблиця 2.5.

Залежність маси СЕП на одиницю потужності

№ п/п	Вид електроенергії	Питома маса СЕП, кг/кВт	
		1 група	2 група
1	115/200В, $f=400$ Гц від первинної СЕП 115/200В, $f=400$ Гц	6	1,5
2	27В постійного струму від вторинної системи	20	26
3	27В постійного струму від первинної СЕП	14	16
4	200/115; 36В, $f=400$ Гц від електромашинних перетворювачів	60	50
5	115/200; 36В, $f=400$ Гц від вторинної системи, що живиться від ПТС	55	45
6	36В, $f=400$ Гц від вторинної системи з трансформаторами	17	22

Високу надійність СЕП забезпечують проектуванням з урахуванням достатньої мінімальної кількості енергії первинної системи змінного трифазного струму з параметрами  $U=115/200$  В,  $F=400$ Гц, та обмеженої потужності для вторинної СЕП постійного струму з  $U=27$ В[17,18]. Вибір проектованої СЕП згідно табл. 2.5 диктує умови градації відповідних груп джерел живлення за потужностями [21]:

1-а група  $P=4 - 15$  кВА – для синхронних генераторів;

$P=6...9$  кВт – для генераторів постійного струму;  $P=1$  кВт – для претворювача;

2-а група  $P=30$  кВА – для синхронних генераторів;  $P=12...18$  кВт – для генераторів постійного струму;  $P=6$  кВт – для перетворювачів.

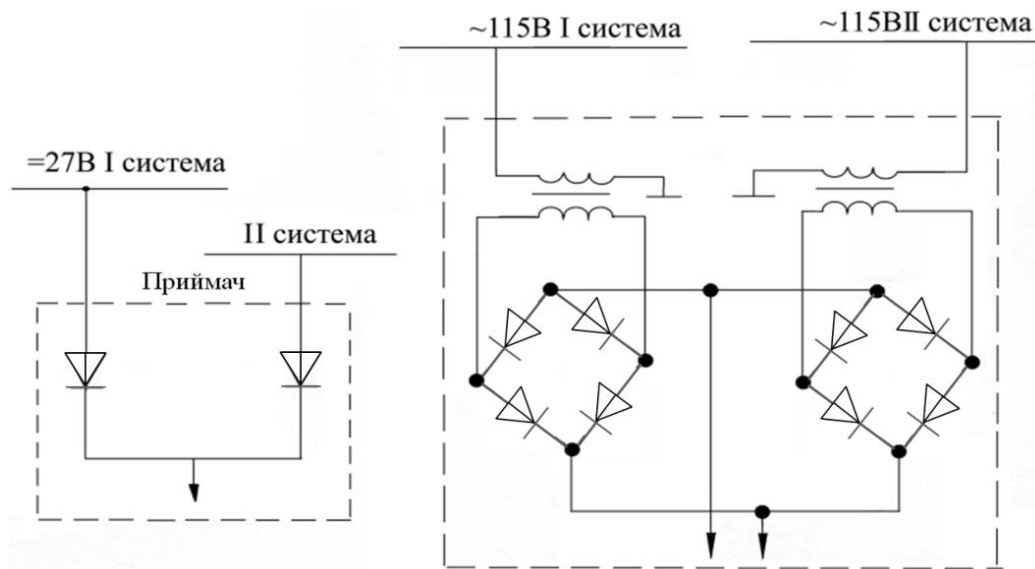


Рис.2.4. Схеми підвищення надійності з використанням структурного резервування первинної та вторинної підсистем СЕП

Використання обмеженої потужності СЕП постійного струму обумовлене гіршими характеристиками щодо маси та якості енергії.

Проектування двоканальних та чотирьохканальних СЕП [19] з структуруванням навантажень по лівому і правому «борту» обумовлене розміщенням маршових двигунів та, відповідно, генеруючих каналів. Такі схеми використовуються та будуть використовуватись в майбутньому на багатьох реальних ПС, та беруться за основу під час проектування сучасних ПС. Такий підхід містить ряд переваг, основною з яких є те, що такі структурні схеми побудови СЕП ПС можуть застосовуватися і за паралельного, і за незалежного живлення в каналах СЕП. Якщо застосовується класичний підхід щодо розташування джерел живлення ( $G_1, G_2$  або  $G_1, G_2, G_3, G_4$ ) на маршових АД, джерело живлення ДСУ ( $G_{дсу}$ ) інтегрується безпосередньо в ДСУ, та розміщується окремо від основних джерел живлення. Обов'язковою умовою є наявність аеродромного живлення за допомогою роз'єму аеродромного живлення (РАП), наявність аварійних джерел живлення (АКК), та відповідна комутаційна, захисна керуюча апаратура, що розміщується в відповідних РП та ЦРП взручних та легкодоступних місцях ПС).



На сучасних ПС українського виробництва ДП «Антонов», спроектованих, або таких, що проходять процес сертифікації ( Ан-148, Ан-158, АН-178, Ан-132) широко застосовується така конфігурація СЕП ПС:

1. Первинна система трьохфазного змінного струму постійної частоти з параметрами  $U=115/200$  В,  $F=400$  Гц (Генератори на маршових двигунах);

2. Вторинна система постійного струму, з напругою  $U=27$ В від трансформаторно-випрямляючих пристроїв(ВП).

3. Резервна система електропостачання змінного трифазного струму  $U=115/200$  В та  $F=400$  Гц та постійного струму, з напругою  $U=27$ В (Гдсу, АКК,перетворювачі типу ПТС).

Застосування алгоритмічного забезпечення стендового фізичного або напівнатурного моделювання під час випробувань СЕП ПС дає можливість якісного наповнення СБ.

### **Висновок до розділу №2**

Другий розділ даної роботи присвячений застосуванню різних видів забезпечення експериментальних стендових випробувань енерговузлів сучасних ПС та створення ІАСУВ а саме:

- математичного забезпечення випробувального процесу функціональних енергосистем сучасного ПС на основі на програмно-орієнтованих модулів та прикладної і системної частини МЗ;

- алгоритмічного забезпечення процесу випробування, що складається з декількох алгоритмів (алгоритмів цілей, завдань та технологій, планування, підготовки і імітації умов випробувань);

Також представлено та проаналізовано типове структурування СЕП сучасних ПС під час забезпечення енергоефективного стендового випробувального процесу. Якісне наповнення СБ напряму залежить від застосування алгоритмічного забезпечення стендового фізичного або напівнатурного моделювання під час випробувань СЕП ПС.

## РОЗДІЛ 3

### МЕТОДИКА ПРОВЕДЕННЯ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНИХ ВИПРОБУВАНЬ ЕНЕРГОСИСТЕМ СУЧАСНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

#### 3.1. Резервування функціональних енергосистем авіоніки високого ступеню цілісності та готовності в комплексі випробувань ПС

Якість складних ФС визначається цільовою функцією такої ФС, тобто її цільовим призначенням в складі ПС. Для забезпечення безпеки польотів такою цільовою функцією є ефективність, як ймовірність виконання ФС свого призначення (функції) у передбачуваних умовах експлуатації. Також існує поняття функціонально-мінімальної системи (ФМС) як складової ФС ПС. ФМС це система вихід якої з ладу веде до виходу з ладу всієї ФС. Підвищити надійність роботи ФС, яка може складатись з декількох ФМС, можливо за рахунок багаторівневої резервованої побудови ФС ПС. Введення в структури ФМС запасу, (або іншими словами - резерву) дозволяє підвищити надійність та ефективність їх роботи. Під резервом розуміють сукупність додаткових засобів або можливостей, які використовуються для підвищення надійності складної ФС, яка складається з ФМС[2,3,6]. Всі види резервування представлені на рис 3.1.

Сучасні енергосистеми авіоніки ПС – це складні динамічні ФС які структуровано беруть участь у виконанні переважної більшості життєво важливих задач та функцій ПС високого ступеня цілісності та готовності, а саме:

- перебування «на землі» та рулювання по аеродрому;
- пілотування як в ручному режимі, так і в режимі «автопілот»;
- навігації на різних стадіях польоту;
- керування механізацією крила (килю) і силовою установкою силовою.

Одинична відмова таких ФС не повинна приводити до функціональної несправності, створювати потенційну небезпеку та аварійних ситуацій переростаючи в катастрофічні.

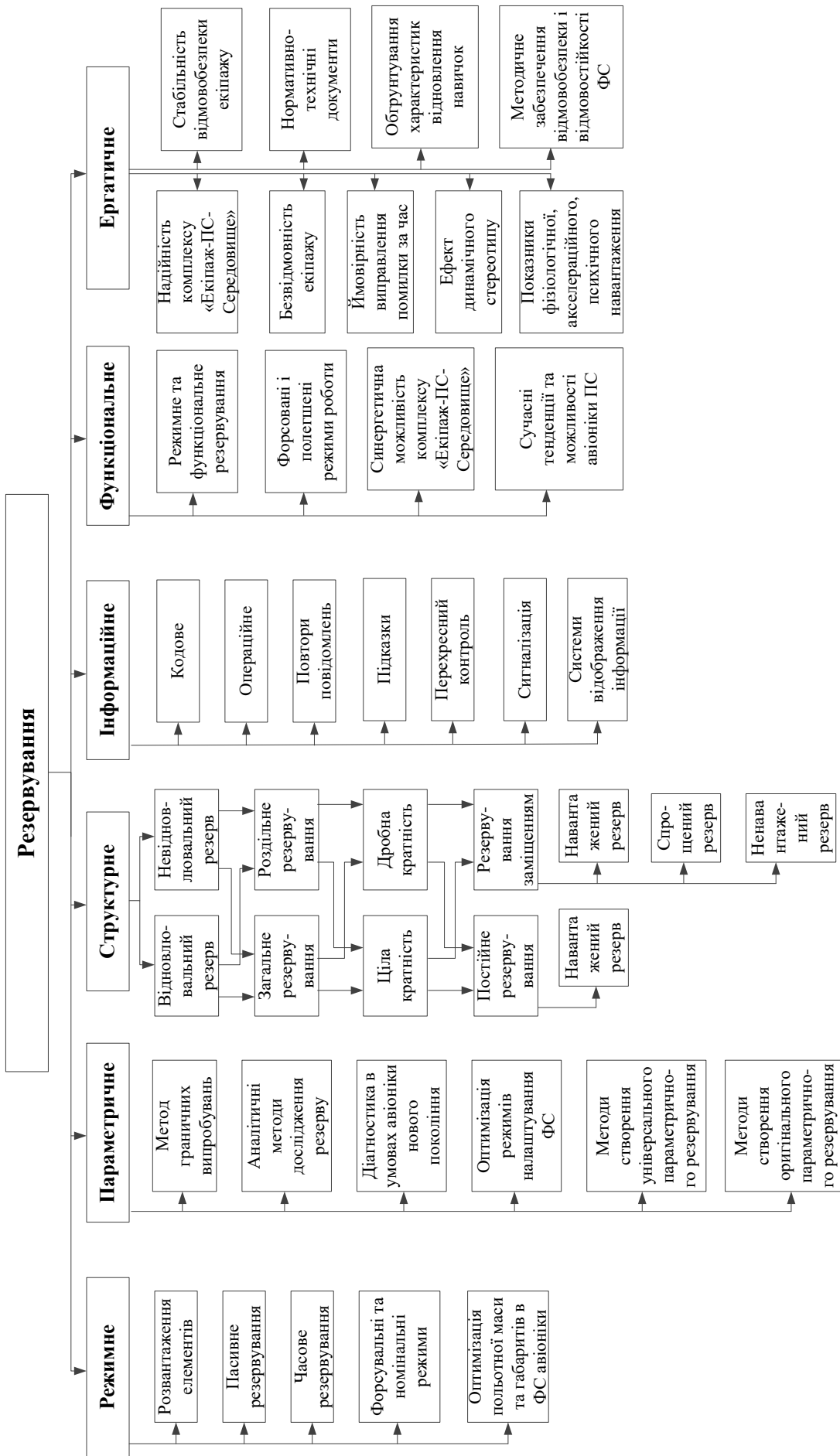


Рис. 3.1. Види резервування

Під функціональною цілісністю ФС авіоніки розуміють властивість збереження та виконання назначених функцій на відповідному рівні якості та надійності за впливів на ПС несприятливих зовнішніх факторів. Це може бути як раптова відмова, так і поступова відмова. Раптова відмова може бути визвано непередбачуваними умовами експлуатації та потраплянням ПС в складні метеоумови. Поступова відмова більш прогнозована, адже лежить в межах передбачуваних умов експлуатації за рахунок плавної зміни властивостей та параметрів ФС внаслідок виробничого зносу та «природного» процесу старіння. Функціональна цілісність вказує на властивість ФС зберігати свою функціональну придатність як за раптових так і за поступових відмов, та реалізується структурним надлишком системи (комплексу) та необхідних рівнів резервування[2,4].

Ця функція дає змогу продовжувати експлуатацію ПС з незначною кількістю відмов, але ці відмови повинні нести мінімальне навантаження на працездатність та потребують виправленню після завершення планового польоту (в рідких випадках при планових ТО). Модульна побудова ФС сприяє швидкій заміні елементів, які знаходяться в відмови в і-ому стані.

Під функціональним резервуванням слід розуміти резервування ФС з використанням функціональних резервів, у разі відмови резервованої ФМС її функції виконує інша ФМС, яка до цього моменту виконувала свої функції не на повну потужність. При цьому важливо відзначити, що підвищення функціональної цілісності може реалізуватися через всі існуючі види резервування. Це справедливо для побудови та випробування енергосистем ПС.

Розглянемо можливості реалізації ФМС високої цілісності та готовності в структурах енергосистем сучасних ПС, та вплив їх на випробувальний процес в умовах КБ:

- наявність вхідного та вихідного контролю, коли інформація про стан ФС перевіряється на прийнятність з можливістю діагностичних перевірок для зниження вірогідності появи несправності в ФС;

- можливість вибору середнього значення для систем з трьома і більше джерелами інформації (не беруться до уваги крайні показники параметрів входу, перевіряються на прийнятність та формують показники середніх значень);

- застосування резервування веде до ускладнення реалізації та побудови ФС та призводить до збільшення частоти відмов ФС, що передбачає необхідний пошук компромісу між вартістю ускладнення і вартістю збитків функції («жертвність» функції);

- реалізація реконфігурації як процесу зміни ресурсів обладнання.

Необхідною умовою застосування резервування в ФС ПС є досягнення балансу в побудові таких ФМС з можливістю руху від випадкових відмов до захисту від несправностей.

### **3.2. Загальна характеристика резервованої системи електропостачання на прикладі сімейства літаків Ан-148**

Варто зазначити, що розглянувши резервування в пункті 3.1 даної роботи, відмово стійкість такої ФС енергосистеми як СЕП, значною мірою характеризується параметричним резервуванням самої системи, різними режимами роботи СЕП, інформаційними, функціональними, ергатичними рівнями резервування.

Розглядаючи випробувальний процес СЕП ПС зважаємо на те, що приймачі електричної енергії ПС поділено на такі категорії [21,23,24]:

- приймачі першої категорії - їх робота необхідна для забезпечення безпечного завершення польоту та посадки;

- приймачі другої категорії – їх робота необхідна для безпечного продовження польоту й посадки відповідно до завдання на політ;

- приймачі третьої категорії – їх робота не впливає на політ, а слугує для задоволення побутових потреб та забезпечення комфорту на різних стадіях польоту (електроприймачі буфету, кавоварки, підігрів води в туалетах, освітлення в багажних відсіках тощо).

На рис. 3.1 показано територіальне розміщення обладнання СЕП на борту ПС на прикладі Ан-148[2]. В табл. 3.1 наведена специфікація обладнання СЕП, що відповідає нумерації на рис. 3.1.

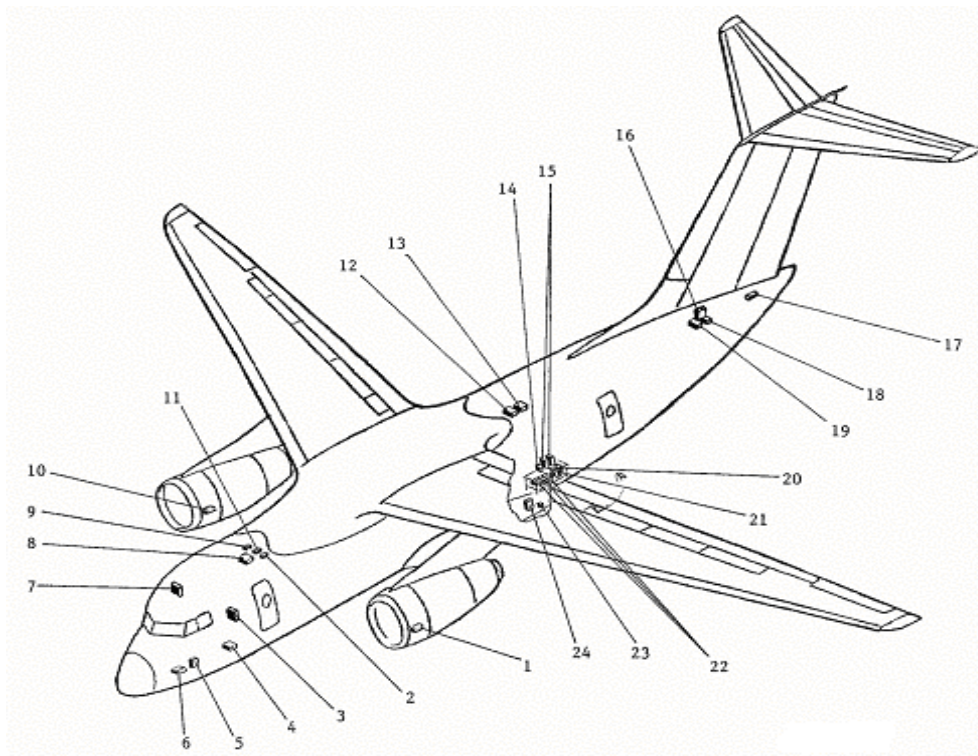


Рис. 3.1. Розміщення обладнання СЕП літака Ан-148

Таблиця 3.1.

Обладнання та специфікація СЕП сімейства літаків Ан-148

№ позн.	Пояснення	№ позн.	Пояснення
1,10 –	привод-генератори ГП21	14 –	РК управління БРЗК
2 –	АПП-1М-5	15 –	БРЗК115ВО-2с
3 –	лівий РП 27 В	16 –	РП акумуляторів 2, 3
4 –	ПТС-800 БМВ	17 –	генератор 30030-140
5 –	РП акумулятора 1	18 –	акумуляторна батарея № 3
6 –	акумуляторна батарея № 1	19 –	акумуляторна батарея № 2
7 –	праве РП 27 В	20 –	блок 2438-140
8 –	РП 115/200 В	21 –	БКНА115В
9 –	АПШ-3Р-2с	22 –	випрямляючі пристрої F11RB4140
11 –	АПШ-3Р-2с	23 –	РАЖ 340с
12 –	ЦРП 115/200 В	24 –	РП 115/200 В аеродромного джерела
13 –	ЦРП 27 В		

Структурна схема СЕП-148 показана на рис. 3.2.

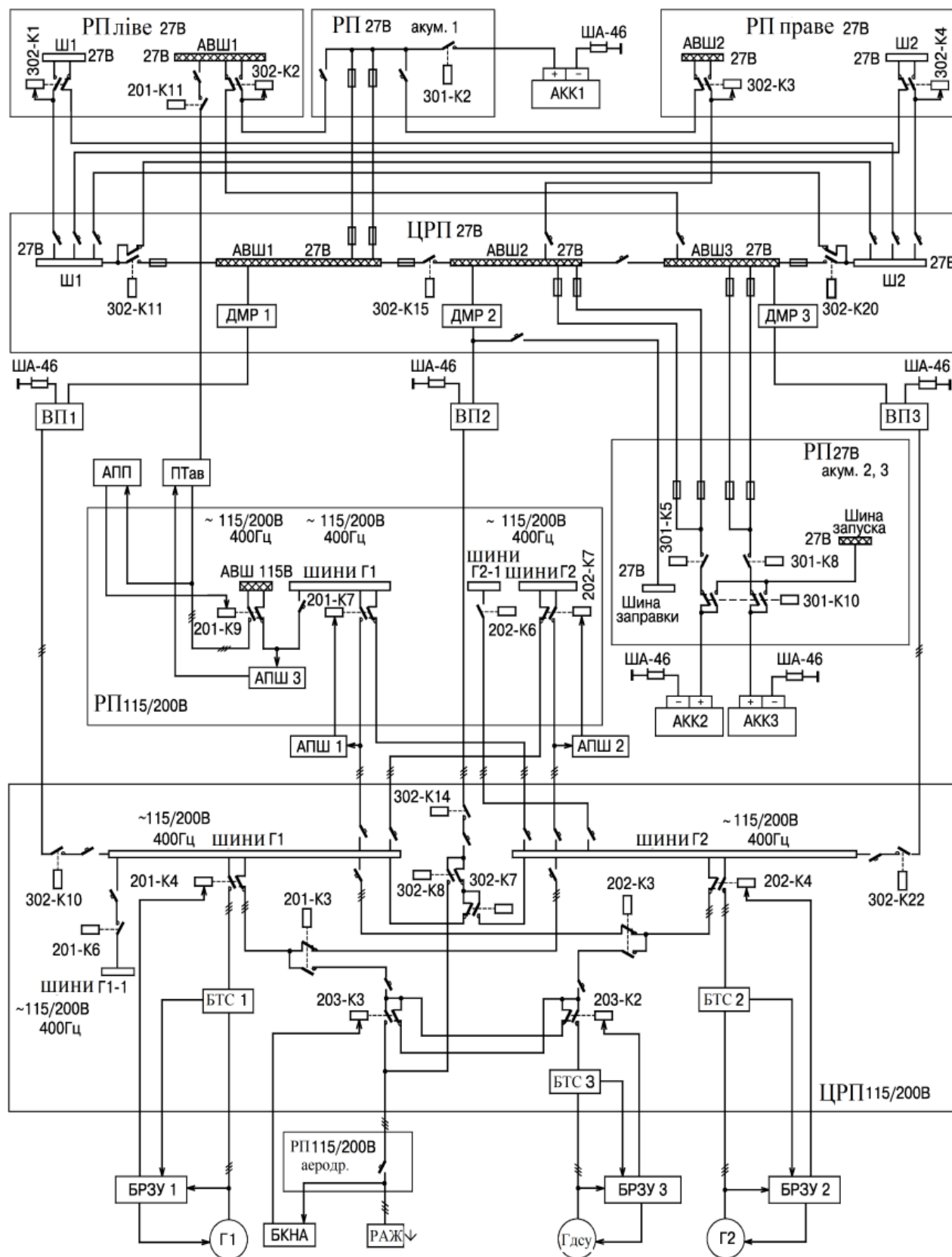


Рис. 3.2. Структурна схема СЕП-148

Така енергосистема як СЕП ПС Ан-148 складається з таких підсистем: первинної СЕП змінного трифазного струму постійної частоти  $F=400$  Гц і напруги  $U=115/200$  В; системи постійного струму напругою  $U=27$ В; системи аварійного електропостачання, (акумуляторні батареї та перетворювач постійного струму в трифазний змінний струм напругою  $U=115/200$  В постійної частоти  $F=400$  Гц.

Перелік скорочень на схемі СЕП-148 на рис. 3.2 [2]:

- АКК 1, 2, 3 - акумуляторні батареї 20FP25H1CT-R;
- Г1, Г2 - генератори ГТ30НЖЧ12 змінного трифазного струму  $U=115/200$  В,  $F=400$  Гц, (в складі приводів-генераторів ГП21);
- ГДСУ- генератор 30030-140 змінного трифазного струму  $U=115/200$  В  $F=400$  Гц (із приводом від двигуна ДСУ);
- ВП1, 2, 3 - випрямні пристрої F11RB4140, (перетворюють змінний трифазний струм  $U=200$  В,  $F=400$  Гц в постійний струм  $U=27$  В);
- ПТав - трифазний статичний перетворювач ПТС-800БМВ, (перетворює постійний струм в змінний трифазний струм  $U=115/200$  В,  $F=400$  Гц);
- БРЗК 1, 2 - блоки регулювання, захисту і керування БРЗУ115В-2 основних генераторів Г1 та Г2;
- БРЗК3 - блок регулювання, захисту і керування 2438-140 генератора ДСУ;
- БТС 1, 2 - блоки трансформаторів струму БТТ30БТА (реалізація диференційного захисту генераторів Г1 та Г2);
- БТС3 - блок трансформаторів струму 20736-140 (реалізація диференційного захисту генератора ДСУ);
- БКНА - блок контролю аеродромного джерела живлення БКНА115В;
- АПШ1, 2 – апарати перемикання шин АПШ-3Р-2з;
- АПШ3 - апарат АПШ-3М;
- АПП – апарат перемикання перетворювачів АПП-1М-5;
- ДМР1,2, 3 - диференціально-мінімальні реле ДМР-200ВУ;
- ЦРП - центральні розподільні пристрої;
- РП - розподільні пристрої;



- РАЖ – роз'єм аеродромного живлення.

### **3.3. Методика енергоефективних стендових випробувань системи електропостачання сімейства літаків Ан-148**

3.3.1. Методика розрахунку навантажень по категоріям електроприймачів. Дана методика [21] базується на оцінці майбутньої СЕППС щодо величин навантажень споживачів відповідно до побудови її підсистем та розподілу навантажень на споживачі певної категорії (які аналізувались вище). Результати розрахунку фіксуються в матеріалах нормативно-технічної звітності (для Ан-148 це акт "Розрахунок завантаження джерел електроенергії літака АН-148" № 148.00.0318.083 РР).

Основні результати методики розрахунку наведемо вже на основі отриманих результатів:

1. Встановлена потужність вторинної підсистеми  $U=27V$  постійного струму АН-148-100 становить: по лівому борту:  $P=6$  кВт; по правому борту:  $P=6$  кВт  $\times 2 = 12$  кВт. Довгострокова потужність приймачів підсистеми постійного струму АН-148-100 становить: по лівому борту  $P=102$  А  $\times 30$  В = 3060 Вт ( 3,1 кВт )  $< 6$  кВт; по правому борту  $P=107$  А  $\times 30$  В = 3210 Вт ( 3,2 кВт )  $< 12$  кВт., що відповідає вимогам СБ-148. За відмови одного ВП, потужність двох справних ВП становить:  $P=6$  кВт  $\times 2 = 12$  кВт. Сумарна потужність приймачів постійного струму АН-148-100 становить:  $P_c = 3,1$  кВт + 3,2 кВт = 6,3 кВт  $< 12$  кВт. За відмови одного ВП, потужності двох справних ВП досить для забезпечення живленням бортових приймачів електроенергії без обмеження часу, що відповідає вимогам СБ-148.

За відмови двох ВП, потужність одного ВП, становить 6 кВт. Максимальне постійне навантаження на працюючий ВП складе: за працюючого ВП лівого борта  $P=(130$  А + 47 А )  $\times 30$  В = 5310 Вт ( 5,3 кВт )  $< 6$  кВт; за працюючого випрямного ВП правого борту  $P=(130$  А + 27 А )  $\times 30$  В = 4710 Вт ( 4,7 кВт )  $< 6$  кВт.

2. Основна первинна СЕП змінного трифазного струму  $U=115/200$  В та  $F=400$  Гц. Встановлена довгострокова потужність по лівому й правому борті  $P=30$

кВа, короткочасно до 5 хв.  $P=45$  кВа (можливе одноразове підвищення за ресурс до 2 годин  $P=39$  кВа й короткочасно до 1 хвилини  $P=51$  кВа).

Потужність приймачів трифазного змінного струму  $U=115/200$  В та  $F=400$  Гц. становить: по лівому борту: довгостроково  $P=26,3$  кВа  $< 30$  кВа; короткочасно до 1 хвилини  $P=39,1$  кВа  $< 45$  кВа; по правому борту довгостроково  $P=22,9$  кВа  $< 30$  кВа., що відповідає вимогам СБ-148. За відмови одного генератора автоматично відключаються приймачі третьої категорії. В такому випадку сумарна потужність другої та першої категорій становить: довгостроково  $P=12,9$  кВа  $+ 12,5$  кВа  $= 25,4$  кВа  $< 30$  кВа; короткочасно до 1 хвилини  $P=38,2$  кВа  $< 45$  кВа.

За відмови одного двигуна автоматично відключаються приймачі третьої категорії. В такому випадку сумарна потужність приймачів першої й другої категорій становить: довгостроково  $P=38,2$  кВа; короткочасно до 1 хвилини  $P=51$  кВа. Це допустимо 1 раз за експлуатацію, що відповідає вимогам СБ-148.

3. Резервна система електропостачання змінного трифазного струму  $U=115/200$  В та  $F=400$  Гц. Номінальна потужність резервного генератора ДСУ (Г<sub>дсу</sub>-генератор 30030-140) становить  $P=40$  кВа - довгостроково,  $P=60$  кВа протягом 5 хв., що вище сумарних потужностей споживачів 1-2 категорій. Результати становлять відповідно  $P=38,2$  кВа, та  $P=51$  кВа на протязі 1 хв. Така умова є задовільною для забезпечення живленням споживачів 1-2 категорій без обмеження часу, що відповідає вимогам СБ-148.

3.3.2. Методика роботи на стенді СЕП та програма випробувань на стенді СЕП-148. Основними НТД, на яких побудована робота зі стендом СЕП-148 є:

- Система електроживлення комплексного тренажера КТС-148 з відповідною підставою для розробки (Підстава для розробки: наказ Генерального конструктора ДП «Антонов» про розробку тренажера ПС АН-148).

- Керівництво по експлуатації стенду СЕП АН-148 148.98.3340.001 РЭ;

- Стенд СЕП АН – 148. Програма випробувань (до першого вильоту) 148.98-3340 - 001 ПИ.

Ціль розробки КТС-148 - СЕП-148 [23]призначена для забезпечення всіх систем та обладнання тренажера КТС-148: напругою 220/380В; напругою 36В змінного струму частотою 50 Гц; напругою 115/200В; напругою 36В змінного струму частотою 400 Гц; напругою 27В постійного струму. А також здійснення комутації, індикації та захисту в ручному та аварійному режимах роботи. Живлення СЕП-148 повинно забезпечуватись від промислової трифазної мережі змінного струму частотою 50 Гц потужністю не менше 180 кВа.

В складу СЕП-148 повинні входити:

- стійка керування СЕП;
- кабелі з роз'ємами для подачі напруги до споживачів тренажера.

До складу стійки керування СЕП-148 повинні входити:

- пристрої захисту та комутації;
  - трансформатори та перетворювачі для формування необхідних вихідних напруг;
  - джерело безперебійного живлення 220В 50 Гц;
  - джерело аварійного живлення напругою 27В постійного струму;
  - обладнання системи контролю та автоматичного керування електроживленням;
  - засоби сигналізації спрацювання захисту;
  - пристрої контролю чередування фаз в трифазних ланцюгах електроживлення;
  - пристрої індикації наявності (відсутності) всіх видів напруги та стану СЕП;
- пристрою обліку часу напрацювання;
- органи керування за всіма видами напружень.

Передбачається можливість аварійного відключення всіх споживачів КТС - 148 за допомогою:

- кнопки аварійного відключення, розташованої на стійці СЕП-148;
- кнопки аварійного відключення, розташованої на РМ оператора.

На стійці СЕП-148 (рис.3.3) повинна бути забезпечена світлова індикація наявності напруги, світлова індикація включення усіх видів напруг, індикація працездатного стану СЕП-148 або її відмови.

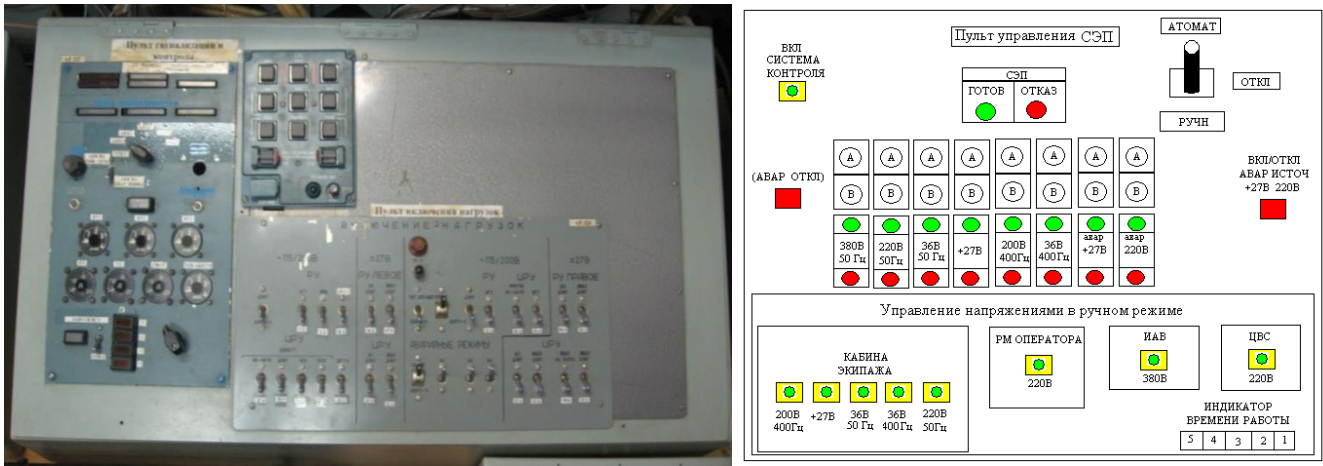


Рис. 3.3. Пульти керування випробуваннями та стендом КТС -148.

Таблиця 3.2

Експлуатаційні характеристики СЕП-148

Експлуатаційні характеристики СЕП-148	Час
Середнє напрацювання на відмову	не менше 1000 годин
Середній час відновлення працездатності після появи відмови	не менше 2 годин
Призначений ресурс	20000 годин
Термінслужби	10 років
Мінімальний термін зберігання при зберіганні в умовах опалювального приміщення	не менше 5 років
Час безперервноїроботи	не менше 8 годин з перервою на 1 годину перед наступним включенням
Час готовності до роботи	не повинен перевищувати 3 хв
Час відновлення працездатного стану одним фахівцем	не повинно перевищувати 15 хв.
Базова форма періодичного ТО	не частіше, ніж через 2000 годин.
Масастійки управління СЕП без сполучних джгутів (кабелів)	не більше 80 кг

Примітка. Готовність СЕП до роботи вважається формування вихідних напруг 115/200В частотою 400Гц, 27В постійного струму, 220/380В частотою 50Гц з нормованим якістю на внутрішніх шинах стійки керування СЕП.

Всі види оперативного та періодичного ТО повинні виконуватися за допомогою засобів контролю без застосування контрольно-перевірочної апаратури. Технічне обслуговування СЕП-148 має виконуватися одним фахівцем

середньої кваліфікації. Блоки та модулі СЕП-148 повинні бути взаємозамінними і не вимагати регулювань і налаштування в процесі експлуатації. Усунення відмов має здійснюватися заміною відмовив блоку або модуля справним без використання спеціального інструменту.

3.3.3. Методика стендових випробувань бортових систем електропостачання ПС в умовах КБ. При проведенні випробувань в умовах КБ керуються методами оцінки, які регламентуються Методикою №1305-89-ХІІ стендових випробувань бортових систем електропостачання.

«Методика стендових випробувань бортових систем електропостачання» [21,24] використовується як керівництво проведення стендових випробувань макетів бортових СЕП в відповідності вимогами НТД, діючими на момент проведення випробувань. Об'єктом випробувань, до якої буде застосована ця методика, є натурний стенд (макет) СЕП ПС Ан-148 з привод-генераторами ГП-34. Дана методика містить:

- основні вимоги, що пред'являються до стенду макета СЕП;
- випробування за нормальної роботи СЕП;
- випробування за ненормальної роботи СЕП;
- випробування за імітації відмов в системі генерування СЕП;
- випробування за імітації КЗ в системі розподілу електроенергії.

Оцінка СЕП ПС Ан-148 вимогам НТД, які прийняті та діють на годину проведення випробувань, відповідно до програми випробувань 148.98-3340-001 ПІ та вимог СБ-148.

Основні вимоги до макету СЕП:

- кількість генеруючих каналів макета, типи приводів постійної частоти обертання, генератори, апаратура регулювання, керування та захисту систем генерування та розподілу повинні відповідати реальному ПС;
- потужність кожного приводу стенду, який обертає привід постійної частоти обертання та генератор, повинна не менше ніж у 2 рази перевищувати номінальну потужність генератора;

- макет повинен бути забезпечений навантажувальними пристроями, що забезпечують еквівалентні навантаження всіх РП та ЦРП відповідно до графіка навантажень ПС для всіх режимів роботи СЕП.

До початку випробувань проводиться перевірка відповідності макета СЕП документації на СЕП випробуваного ПС. Забезпечуються умови температурного режиму, атмосферному тиску та відносної вологості навколишнього середовища. До початку випробувань перевірити відповідність стенду системи електропостачання кресленнями, випущеним на його виготовлення. Визначається відповідність:

- принципів електричних схем;
- типів, довжин та перетинів проводів;
- типів апаратів захисту, комутації та резервування;
- способу прокладки джгутів;
- конструкції ЦРУ і РУ.

Для проведення стендових випробувань СЕС необхідно мати:

- програму випробувань;
- ТЗ на розробку систем генерування змінного і постійного струму ПС;
- ТЗ та/або ТУ на розробку пристроїв, що входять до складу каналів генерування змінного і постійного струму;
- технічні описи та ТУ (якщо воно є) на пристрої, що входять до складу систем генерування змінного та постійного струму;
- нормативно-технічні акти за результатами лабораторних (заводських, попередніх, періодичних) випробувань пристроїв, що входять до складу систем генерування змінного та постійного струму;
- комплект принципів електросхем системи електропостачання;
- графіки навантажень на шинах РП при нормальній і аварійній роботі системи електропостачання;
- розрахунки по вибору перетинів проводів та апаратів захисту, а також значення пускових струмів та інших потужних навантажень;

- запасний комплект апаратів захисту в кількості, що визначається відповідно до програми випробувань.

Приведемо повний перелік випробувань: Перевірка наявності незалежних каналів; Перевірка автономності роботи кожного каналу первинної СЕП. Оцінка контролепридатності СЕП. Перевірка правильності функціонування СЕП. Випробування первинної системи змінного струму 115/200В постійної частоти 400 Гц. Перевірка чередування фаз. Визначення небалансу напруги й кута зсуву фаз. Визначення точності підтримки напруги на виходах приймачів електроенергії. Визначення спотворення форми кривої напруги. Визначення постійної складової в кривій напруги змінного струму. Визначення амплітудної модуляції напруги змінного струму. Визначення точності підтримки частоти в сталому режимі роботи системи. Визначення модуляції частоти. Визначення перехідних підвищень і знижень частоти в нормальних і ненормальних режимах роботи СЕП. Визначення перехідних підвищень і знижень напруги в нормальному режимі роботи СЕП при комутації навантаження 150% потужності каналу. Визначення часу перерв живлення при нормальній роботі СЕП. Оцінка роботи СЕП при обриві проводів в системі 115/200В (перелік проводів, які підлягають обриву вирішує ведучий з випробувань). Оцінка роботи СЕП при аварійній зупинці приводу. Оцінка роботи СЕП при КЗ в системі і перехід системи на аварійне живлення (точки К.З. вибирає ведучий з випробувань). Визначення підвищень і знижень напруг і перерв живлення в системі при ненормальною роботі СЕП. Визначення струмів КЗ та перевірка стійкості захисної і комутаційної апаратури до струмів КЗ. Перевірка селективності і швидкодії захисту. Випробування вторинної системи постійного струму напругою 27В. Перевірка точності підтримки напруги на висновках приймачів постійного струму. Визначення пульсації напруги постійного струму. Визначення перехідних підвищень і знижень напруг та перерв живлення на шинах при включенні і відключенні джерел електроенергії та комутації навантаження. Оцінка роботи СЕП при обриві проводів у системі постійного струму. Оцінка роботи СЕП при КЗ в системі постійного струму (точки К.З. вибирає ведучий з випробувань). Визначення струмів КЗ та перевірка стійкості захисної і комутаційної апаратури до струмів КЗ. Перевірка селективності і швидкодії захисту. Оцінка надійності СЕП змінного та постійного струму.

Результати випробувань в вигляді сумарних навантажень в СЕП-148 на шинах постійного та змінного струму зведена в таблицях 3.3 та 3.4.

Таблиця 3.3.

## Сумарні навантаження джерела постійного струму 27В

РП, джерела	Шини	Струм, А
1	2	3
РП 27В лівий	- Ш1 - АВШ1 - ПТС-800БМВ	40А 47А 30А
РП 27В правий	- Ш2 - АВШ2	50А 28А
Центральний РП 27В	- Ш1 - Ш2 - АВШ1 (довготривале) (1 хв, керування закрилками) - АВШ2 (довготривале) (1 хв, керування передкрилками) - АВШ3 (довготривале)	5,0А 15А 10А 48А 6,0А 44А 8,0А
РП 27В АКК 2, 3	- АВШ3 (короткотривале) НС140-2Н резервна	100А
ВП № 1	Довготривале 1 хв. керування закрилками	102А 140А
ВП № 2,3	Довготривале 1 хв. керування закрилками НС резервна	107А 145А 207А
Вп 1 и ВП 2 або ВП 1,3 або ВП 2,3	Відмова одного з 3-х ВП Довготривале 2 хв. керування закрилками/ передкрилками. Короткотривале НС резервна	209А 247А 309А
ВП 1	Відмова ВП2 и ВП3 Довготривале Довготривале + робота ПТС-800 2 хв. керування закрилками/ передкрилками Короткочасне НС резервна	145А 175А 183А 245А
ВП 2 або ВП 3	Відмова ВП1 та ВП2 або ВП1 та ВП3 Довготривале Довготривале + робота ПТС-800 2 хв. керування закрилками/ передкрилками Короткочасно НС резервна	165А 195А 203А 265А
АКК	- Політ - Підготовка	130А 12А



Сумарні навантаження  
на джерела змінного струму 115/200В

РП, джерела	Шини	Струм, А	Потужність, кВА
1	2	3	4
РП 115/200 В	- Аварійні шини - Шини Г1 - Шини Г2	1,76А 7,7А 7,7А	0,61кВА 2,66кВА 2,66кВА
Центральни й РП 115/200 В	- Шини Г1 (довготривале) - Шини Г1-1 (вимикач.) Шини Г2 (довготривале) - Шини Г2-1 (вимикач.)	28А 34А 28А 30А	9,63кВА 11,8кВА 9,84кВА 10,4кВА
Генератор Г1	- Нормальна робота (довготривале) - 2 хв. НС№2; - Відмова Г2 (довготривале); - Відмова Г2 (2 мин НС№2); - Відмова двигуна № 2 довготривало (довготривале НС№2); - Відмова двигуна №2, короткочасне. (довготр. НС№2, короткочасне. НС№1) -	71А 108А 73А 110А 110А 147А	24,7кВА 37,5кВА 25,4кВА 38,2кВА 38,2кВА 51кВА
Генератор Г2	- Нормальна робота (довготривале) - Відмова Г1 (довготривале) - Відмова Г1 (2 хв. НС№2) - Відмова двигуна № 1 довготривале (НС№1); - Відмова двигуна №2 короткоч.. (довготр.. НС№1, коророткоч.. НС№2)	66А 73А 110А 110А 147А	22,9кВА 25,4кВА 38,2кВА 38,2кВА 51кВА

Основні розрахунки визначені та оформлені на основі використання таких формул [17,18]:

1. Коефіцієнт спотворення форми кривої напруги, величин гармонічних складових та коефіцієнта амплітуди:

$$U_{\delta}^2 = U_0^2 + U_{\delta 1}^2 + U_{\delta 2}^2 + U_{\delta 3}^2 + \dots + U_{\delta n}^2, U_{\ddot{a}}^2 = U_0^2 + \left(\frac{U_1}{\sqrt{2}}\right)^2 + \left(\frac{U_2}{\sqrt{2}}\right)^2 + \left(\frac{U_3}{\sqrt{2}}\right)^2 + \dots + \left(\frac{U_n}{\sqrt{2}}\right)^2$$

$$2U_{\ddot{a}}^2 = 2U_0^2 + U_1^2 + U_2^2 + U_3^2 + \dots + U_n^2,$$

$$U_1 = \sqrt{2U_{\delta}^2 - 2U_0^2 - U_2^2 - U_3^2 - \dots - U_n^2},$$

$$K_c = \frac{\sqrt{2U_0^2 + U_2^2 + U_3^2 + \dots + U_n^2}}{U_1}, \quad K_n = \frac{U_n}{U_1},$$

де  $U_{\delta}$  - діюче значення фазної напруги, виміряне приладом;  $U_0$  - постійна складова напруги змінного струму;  $U_{\delta 1}, U_{\delta 2}, U_{\delta 3}, \dots, U_{\delta n}$  - діючі значення 1,2,3,...n гармоніки;  $U_1, U_2, U_3, \dots, U_n$  - амплітудне значення 1,2,3,...n гармоніки;  $K_c$  - коефіцієнт спотворення.

## 2. Модуляція фазної напруги

$$K_M = \frac{U_{\max} - U_{\min}}{2\sqrt{2}U_{уст.м}} \cdot 100$$

де  $U_{\max}$  і  $U_{\min}$  - максимальні та мінімальні амплітуди напруги;  $U_{\phi}$  - діюче значення фазної напруги.

## 3. Точність підтримки частоти змінного струму (Гц/с)

$$V_f = \frac{\pi}{2} \frac{f_{уст. \max} - f_{уст. \min}}{\Delta t},$$

де  $f_{уст. \max}$  і  $f_{уст. \min}$  - значення усталених частот змінного струму відповідно в сусідніх верхньому та нижньому екстремумах кривої, Гц;  $\Delta t$  - інтервал часу вищезазначеними екстремумами, с.

## 4. Модуляція частоти в сталому режимі роботи СЕП. Коефіцієнт модуляції

$$K_f = \frac{f_{\max} - f_{\min}}{f_{\max} + f_{\min}} \cdot 100$$

де  $f_{\max}$  і  $f_{\min}$  – максимальне та мінімальне значення кривої зміни частоти.

Покажемо ряд осцилограм[16], на яких зафіксовані параметри якості первинної та вторинної СЕП під час проведення випробувань. На основі аналізу отриманих результатів робляться висновки про відповідність або невідповідність отриманих результатів вимогам НТД.

Точність підтримки напруги в СЕП 27В постійного струму на виходах електроприймачів. Точність підтримки напруги 27В в СЕП постійного струму залежить від живлення первинної СЕП від основних генераторів ГТ30НЖЧ12, та від генератора Гдсу 30030-140.

На рис. 3.4. та 3.5 показано перелік параметрів якості електроенергії, які зафіксовані під час відключення та включення генератора Г1. Перерва живлення на шинах Г1 складає 2мс, а перерва напруги у межах 108,3 - 114,52В та 103,72-112,81В становить 0,05с., що регламентовано в межах НТД для нормального режиму роботи СЕП.

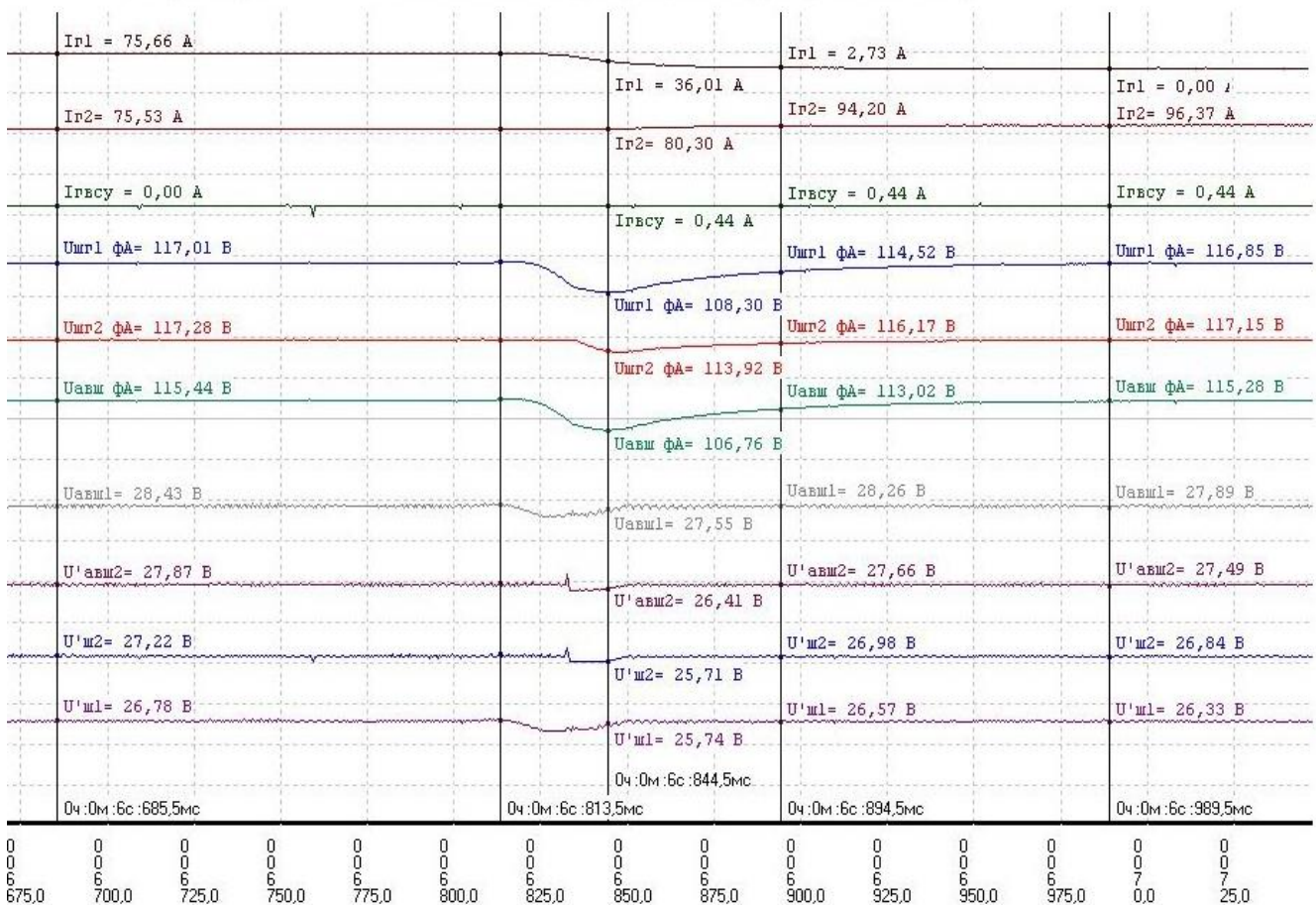


Рис. 3.4. Осцилограма відключення генератора Г1

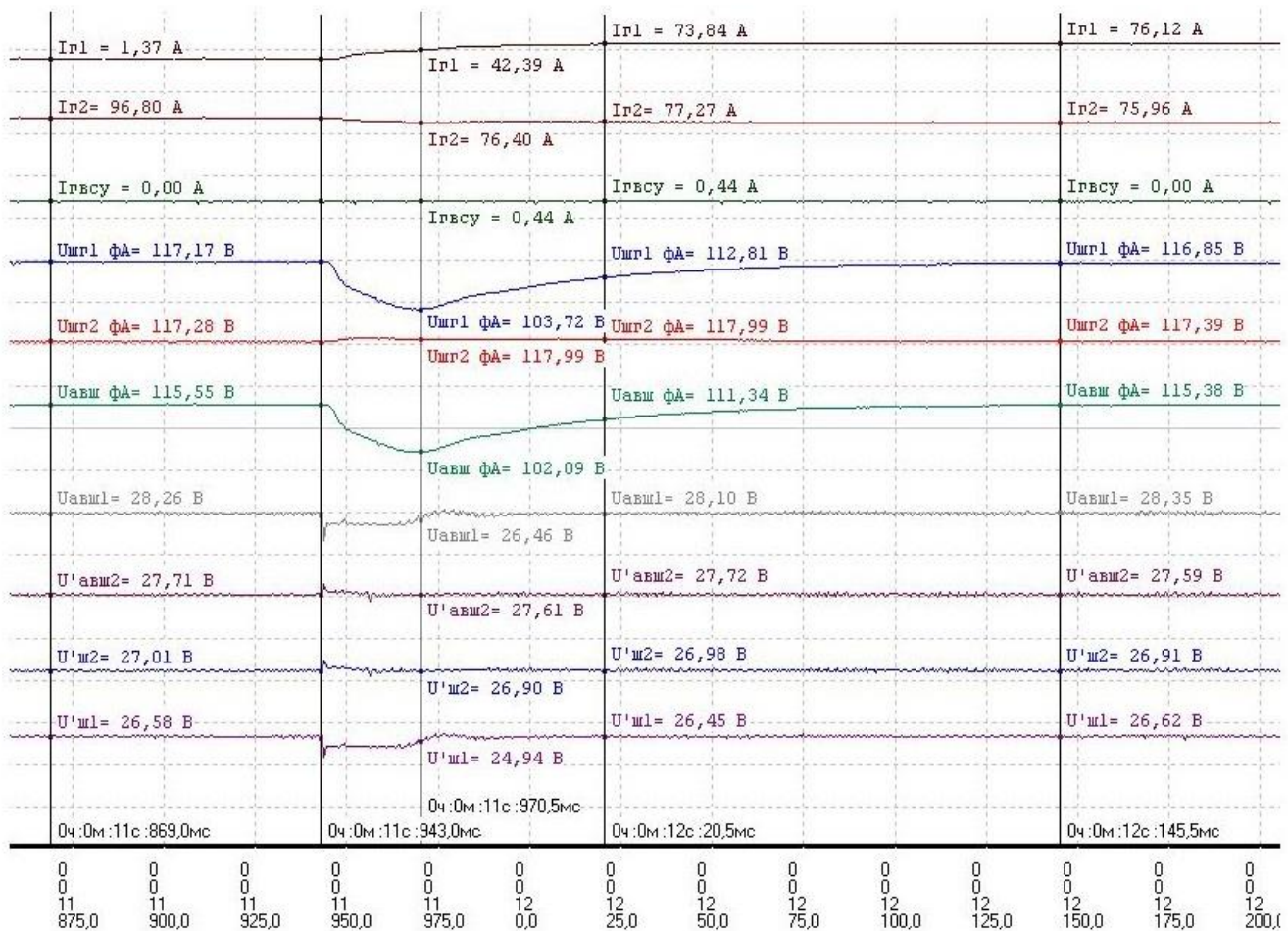


Рис. 3.5. Осцилограма включення генератора Г1

Перерва живлення на шинах Г1 під час включення генератора Гдсу (Г2 вкл, Г1 откл) становить 12 мс. За (рис. 3.6.), що не регламентовано в межах НТД для нормального режиму роботи СЕП. Це потребувало певних змін в будові захисної апаратури для приведення до норми 8мс. Під час фіксування інших перехідних режимів роботи первинної СЕП (аеродромне джерело та генератор Гдсу) перерви не перевищують 8мс, а перехідні напруги не виходять за межі, встановлені в НТД. Отже перехідні процеси в СЕП відповідають вимогам СБ-148 [15].

Зміна навантаження в каналах генерування Г1 від 160% до 10% потужності показано на рис. 3.7. Значення напруги перебувають у межах 155,0В - 128,6В та 34,62В - 30,49В., а час перехідного процесу становить  $t=0,089с$ ,  $t=0,23с$ , та  $t=0,07с$ , що перебуває в межах НТД та відповідає вимогам СБ-148.

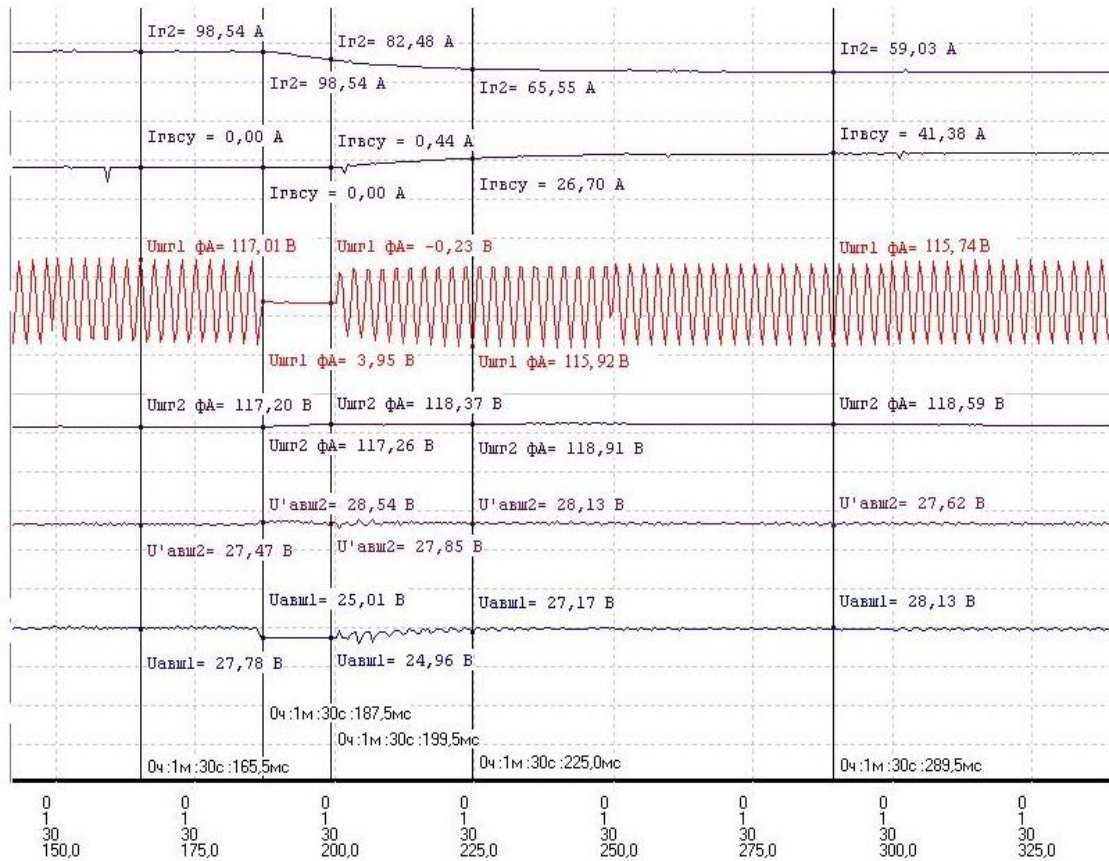


Рис. 3.6. Осцилограма включення генератора Гдсу

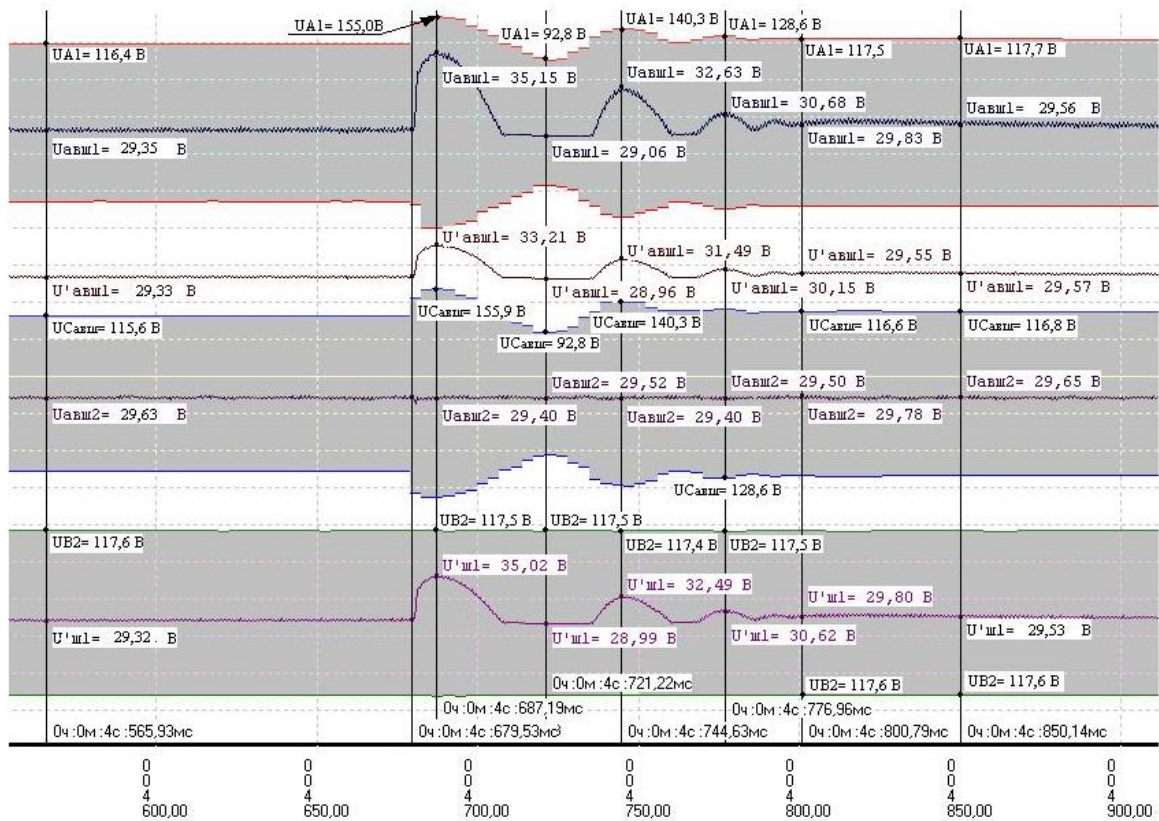


Рис. 3.7. Осцилограма відключення навантаження 150% на канал Г1

Основною та необхідною вимогою роботи АКК (окрім участі в запуску двигунів та ДСУ) є живлення приймачів I-категорії в аварійному режимі, що супроводжується відключенням одного (або обох генераторів). З великою ймовірністю відключення генераторів відбувається по причині виходу з ладу маршового двигуна, від якого приводиться в рух система ГП-генератор. Зазвичай вихід з ладу двигуна (або обох двигунів) спричиняє дії екіпажу по запуску ДСУ. Але для цього потрібна висота не більше 4 км. В ситуації зниження ПС АКК живлять приймачі I-категорії як під час зниження ПС до висоти запуску ДСУ, так і забезпечують принаймні 3 спроби запуску ДСУ (ємність АКК на це розрахована) з забезпеченням живлення СЕП до зниження напруги межею в 20 В протягом 30 хв. від переходу СЕП на аварійне живлення.

Отже, час живлення приймачів I-ої категорії, включаючи три спроби запуску ВСУ, повинно становити не менше 30 хвилин, а робота АКК «на землі» з зарядом до 17 Агод (0,68 Qн), повинні дозволяти зробити не менш 8 ефективних запусків ДСУ (АКК ємністю 25 Агод).

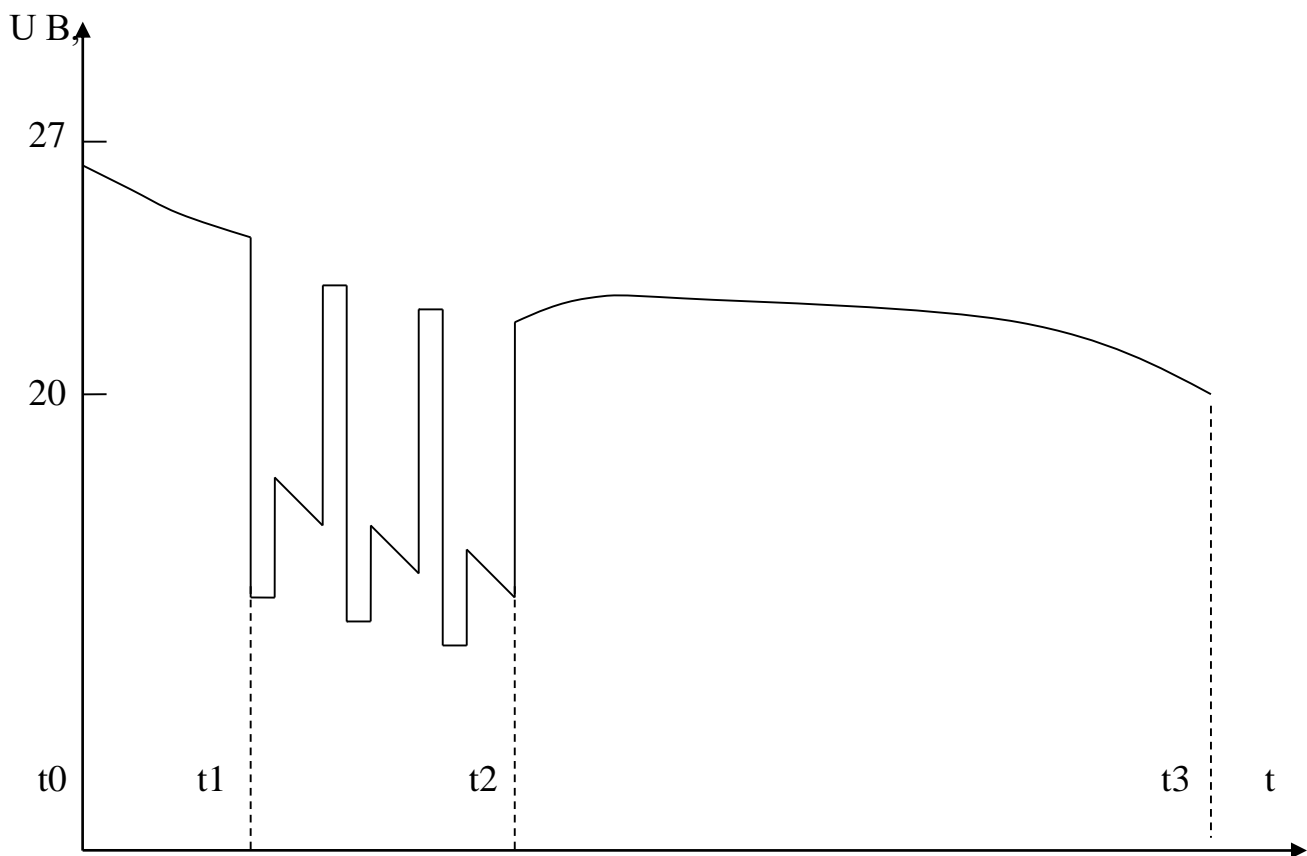


Рис. 3.8. Напруга АКК під час 3 спроб запуску ДСУ

На графіку(рис. 3.8) показано порядок розряду АКК в режимі аварійної роботи. На інтервалі  $t_1 - t_2$  показано напругу на клеммах АКК під час трьохкратного запуску ДСУ, що відповідає струмам 570-470А та 255-250А. За проміжок  $t_2 - t_2$  АКК розряджається до значення напруги в 20В, який становить 34 хв. Заряд під час випробувань АКК склав 17 Агод, що складає 68% від повного, а ефективність підзарядки АКК від ВП була в межах норми. Також контролю підлягає і температура в середині АКК.

Параметри, які обов'язково враховуються під час випробувань АКК:

- коефіцієнт підзарядки:

$$K_1 = \frac{Q_B}{Q_{\Phi}},$$

- середній коефіцієнт віддачі по ємності:

$$K_2 = \frac{Q_B + Q_1 + Q_0}{Q_2},$$

де  $Q_B$  – ємність розрядки АКК під час аварійного польоту, або після 1-годинного режиму штатної роботи СЕП;

$Q_{\Phi}$  – фактична ємність АКК (29 Ач);

$Q_0$  – початкова ємність АКК;

$Q_1$  – ємність, спожита під час передпольотної підготовки;

$Q_2$  – ампер-години, спожиті під час 1-годинного нормального режиму польоту.

3.3.4. Метрологічна атестація контролера системи ви міру та випробувань СЕП Ан-148 (КСВВ СЕП-148) [22]. Попередні методи збору та обробки інформації спирались на можливості обробки електричних параметрів аналогового характеру за допомогою такого обладнання, як окремо застосовані амперметри, вольтметри, ватметри, частотоміри тощо. Отримані параметри зводились в осцилограми, що займало значний часовий проміжок, та передбачало підготовку науково-технічного кадрового забезпечення. Сучасний спосіб зняття та фіксування електричних параметрів (напруга, струм, частота, навантаження, КЗ, обриви проводів) під час

проходження процесу випробувань передбачає, базується та здійснюється за допомогою КСВВ-СЕП-148. Використання такого обладнання не тільки автоматизує процес випробувань, а й дає змогу групувати показники декількох параметрів в окремі осцилограми, які вже оброблені за допомогою вищезгаданого програмного забезпечення в складі КСВВ-СЕП-148.

Контролер КСВВ-СЕП-148 може бути використаний для збору і обробки аналогових і дискретних сигналів в різних режимах роботи СЕП, реєстрації та документування результатів збору та обробки, але потребує перевірки відповідності та точності фіксації параметрів роботи СЕП. Тому метою метрологічної атестації КСВВ-СЕП-148 є перевірка відповідно до ВААН.421447.001 РЭ точності перетворення КСВВ СЕС-148 заданих на його вхід сигналів. Здійснюється така перевірка спеціалістами електротехнічної лабораторії в структурі КБ, шляхом порівняння показів контролеру та еталонних приладів (рис. 3.9, та табл. 3.5).

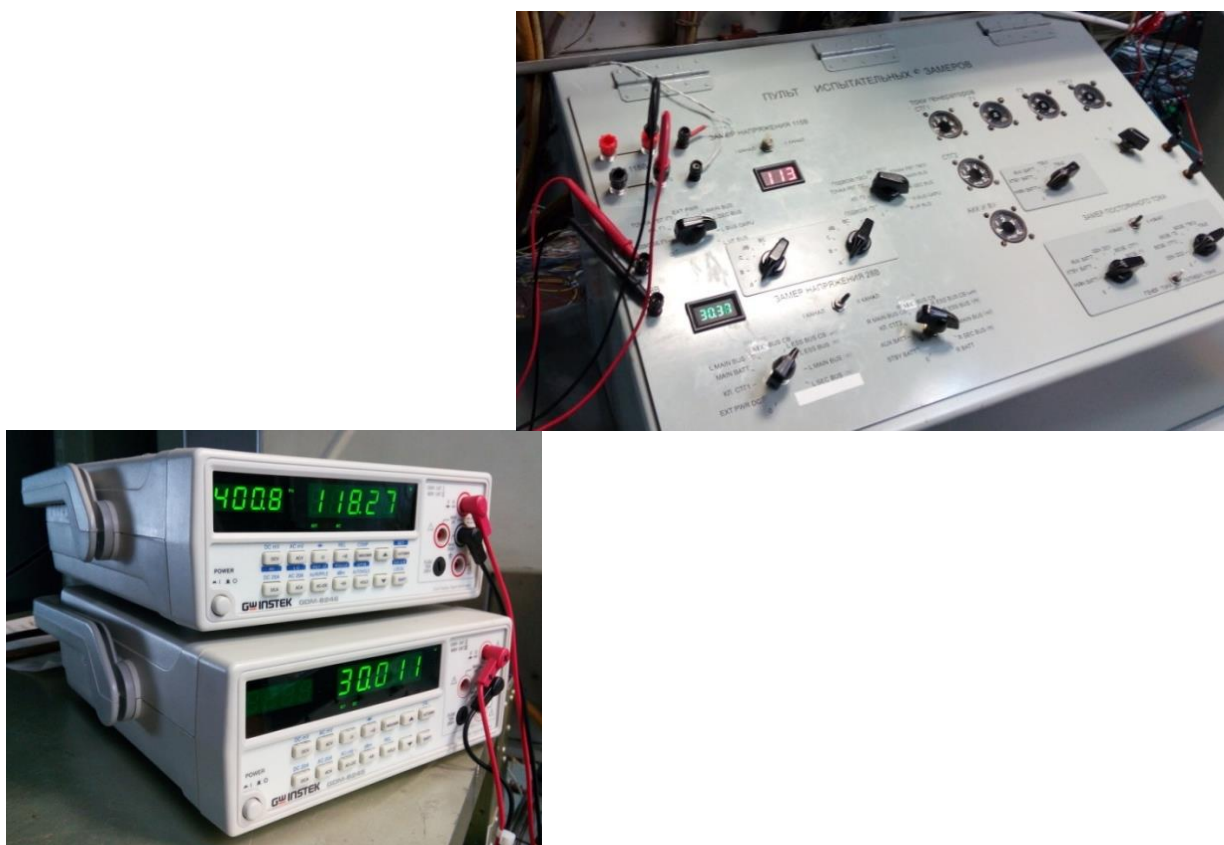


Рис.3.9. Процес виміру показів контролеру КСВВ-СЕП-148 та еталонних приладів в умовах електротехнічної лабораторії КБ



Метрологічна атестація виконується відповідно до ВААН.421447.001РЕ  
Додаток А «Методика метрологічної атестації котролер КСВВ СЕП-148.

Прилади та пристрої, які використовуються під час метрологічної атестації:  
генератори сигналів низькочастотний ГЗ-109 № 60158; джерело постійного струму  
Б5-21 № 69104; вольтметр В7-38 № 014612; частотоміри електроннолічильні ЧЗ-38  
№ 406383.

Таблиця 3.5.

Результати метрологічної атестації КСВВ-СЕП-148

Сигнал	Номер каналу	Покази приладів та контролеру			Похибка виміру, %	Відповідність ВААН.421447.001 РЭ	Примітка
		В7-38	ЧЗ-38	КСВВ СЕП-148			
= 0..200мВ	К1	200,1 мВ	-	200,0мВ	0,050	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	К2			200,03мВ	0,035	Відповідає	
	К3			200,12мВ	0,010	Відповідає	
	К4			200,20мВ	0,050	Відповідає	
	К5			200,47мВ	0,185	Відповідає	
= 0..30В	К6	20,01 В	-	19,97 В	0,133	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	К7			19,96 В	0,167	Відповідає	
	К8			19,98 В	0,100	Відповідає	
	К14			19,98 В	0,100	Відповідає	
	К15			19,98 В	0,100	Відповідає	
	К16			19,98 В	0,100	Відповідає	
	К22			19,97 В	0,133	Відповідає	
	К23			19,97 В	0,133	Відповідає	
	К24			19,97 В	0,133	Відповідає	
	К29			19,97 В	0,133	Відповідає	
	К30			19,98 В	0,100	Відповідає	
	К31			19,98 В	0,100	Відповідає	
	К32			19,98 В	0,100	Відповідає	
= 0..80В	К25	30,02 В	-	29,97 В	0,063	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	К26			29,99 В	0,038	Відповідає	
	К27			29,97 В	0,063	Відповідає	
	К28			29,98 В	0,050	Відповідає	
	К44			29,95 В	0,088	Відповідає	
	К45			29,96 В	0,075	Відповідає	
	К46			29,96 В	0,075	Відповідає	
	К47			29,97 В	0,063	Відповідає	
К48	29,98 В	0,050	Відповідає				
≈0..200мВ, 400 Гц	К9	154,85мВ	-	154,78мВ	0,035	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	К10			154,85мВ	0	Відповідає	
	К11			154,79мВ	0,030	Відповідає	
	К12			154,98мВ	0,065	Відповідає	
	К13			154,93мВ	0,040	Відповідає	
≈0..80В, 400 Гц	К17	60,13 В	-	60,18 В	0,063	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	К18			60,14 В	0,013	Відповідає	
	К19			60,02 В	0,138	Відповідає	
	К20			60,02 В	0,138	Відповідає	

	K21			60,02 В	0,138	Відповідає	
≈0..200В, 400 Гц	K33	170,30 В	-	170,94 В	0,320	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	K34			170,96 В	0,330	Відповідає	
	K35			170,99 В	0,345	Відповідає	
	K36			170,31 В	0,005	Відповідає	
	K37			170,88 В	0,290	Відповідає	
	K38			170,42 В	0,060	Відповідає	
≈0..200В, 400 Гц	K41	170,01 В (240,43В)	-	241,14 В	0,355	Відповідає	1 <sup>й</sup> режим роботи
	K42			240,99 В	0,280	Відповідає	
	K43			241,10 В	0,335	Відповідає	
5..500Гц	K39	80,15 В	399,6 Гц	397,42 Гц	0,436	Відповідає	2 <sup>й</sup> режим роботи
	K40			397,42 Гц	0,436	Відповідає	

До складу КСВВ-СЕР-148 входить такі елементи:

- пульт замірів випробувальних параметрів;
- елементи обв'язки та канали зв'язку КСВВ-СЕР-148 з стендом СЕР-148;
- комп'ютер з достатніми параметрами, який може працювати з потужним програмним середовищем, забезпечуючим обробіток збору аналогових та дискретних сигналів від СЕР-148 та формуванням відповідної звітної графічної інформації [24].

З токи зору енергозбереження запровадження в випробувальний процес СЕР сучасних ПС контролера КСВВ привело до значного скорочення у часовому проміжку процесу випробувань. Судячи з рис. 3.10 це запровадження разом з застосування автоматизації випробувань, СALS технологій та 3D моделювання в середовищах CADD5, CATIA v5, NX 8.5, суттєво вплинуло на скорочення часу випробувань всього ПС. Вплив контролера КСВВ в зниженні фінансової складової є суттєвим, та полягає в скороченні оброблення випробувальної інформації без втрат якості процесу.

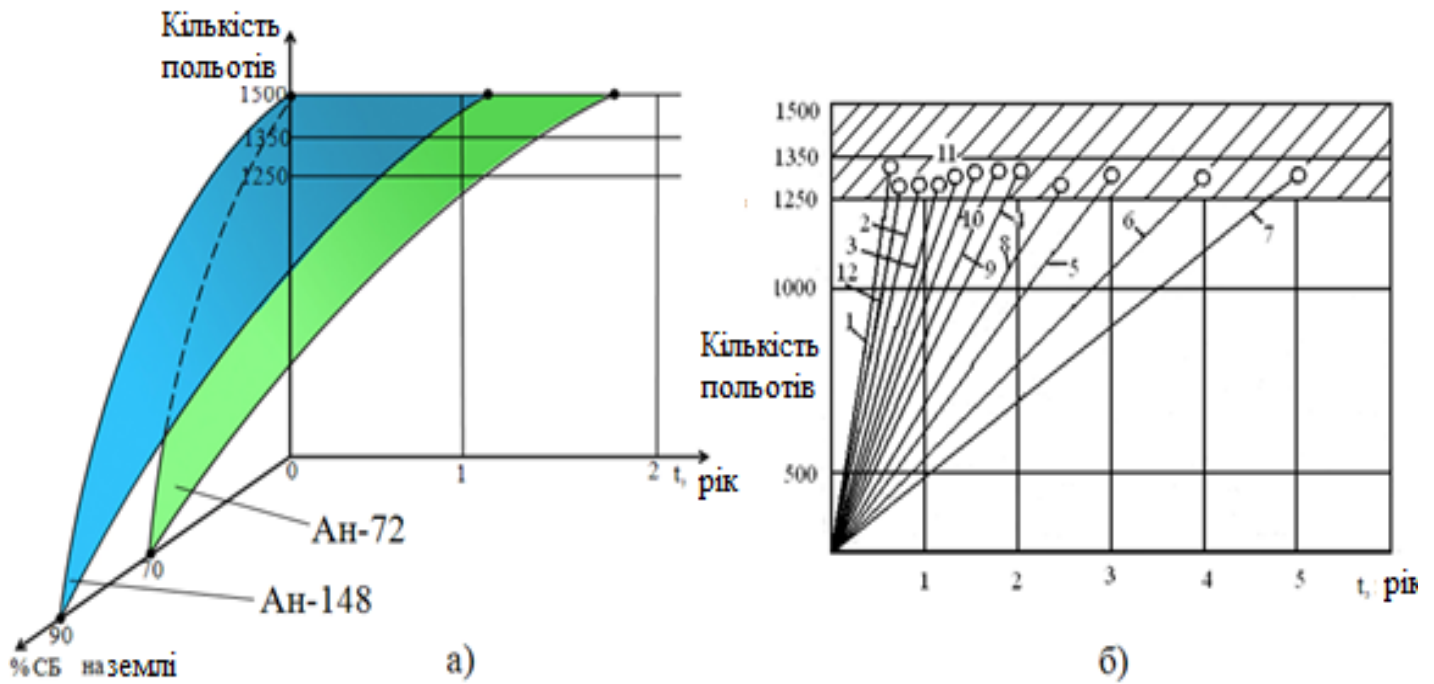


Рис. 3.10. Порівняльна характеристика часу наповнення СБ та льотних випробувань ПС провідних фірм виробників авіаційної техніки: а) Ан-72 та Ан-148; б) сертифікаційні льотні таких ПС: 1 - L-1011; 2 - В-747; 3 - DC-10; 4 - А-320; 5 - Іл-96-300; 6 - Іл-86; 7 - Як-42; 8 - Ан-72; 9 - Ан-124; 10-Ан-225; 11 - Ан-140; 12- Ан-148,Ан-158

### Висновок до розділу 3

Третій розділ даної роботи присвячений застосуванню методичних аспектів проведення енергоефективних випробувань енергосистем сучасних повітряних суден на прикладі СЕП сімейства літаків Ан-148.

В розділі зафіксовані такі результати:

- обґрунтовано застосування резервування ФМС як складових енергосистем авіоніки високого ступеню цілісності та готовності в комплексі випробувань ПС;
- приведено загальну характеристику резервованої СЕП сучасного ПС на прикладі сімейства літаків Ан-148;
- представлена методика енергоефективних стендових випробувань СЕП сімейства літаків Ан-148 а саме такі підпункти:
  - 1) Методика розрахунку навантажень по категоріям електроприймачів;
  - 2) Методика роботи на стенді СЕП та програма випробувань на стенді СЕП-148;

3) Методика стендових випробувань бортових систем електропостачання ПС в умовах КБ;

4) Метрологічна атестація контролера КСВВ СЕП-148 системи виміру та випробувань СЕП-148.

Наведений та доказаний ефективний вклад в енергозбереження від запровадження в випробувальний процес СЕП сучасних ПС контролера КСВВ.

## **ВИСНОВКИ**

Робота присвячена актуальному питанню обґрунтування підвищення енергоефективності випробувального процесу ФС нових ПС та розробки сучасного енергоощадного комплексу експлуатаційних випробувань енергосистем сучасних ПС в умовах КБ. Енергоефективність процесу випробувань закладається та лежить в площині зменшення строків проведення випробувань та наповнення СБ з дуже важливою умовою – збереження якості та забезпечення достовірності проведених випробувань.

Результат виконання даної роботи є (зосереджені в перших трьох розділах):

- аналіз проведення комплексу випробувань енергосистем сучасних ПС на етапах всього ЖЦ ПС та їх ФС з урахуванням досвіду провідних світових КБ авіаційної техніки на основі математичних, напівнатурних та фізичних моделей ФС авіоніки ПС на рівні лабораторних, експлуатаційних стендових випробувань;

- побудова багаторівневої ієрархічної структури ФС авіоніки сучасного ПС та ієрархічної структури випробувань цих ФС, що дає змогу за допомогою

математичної реалізації визначити загальну методологічну основу сформування певної закінченої моделі випробувального процесу з алгоритмічною демонстрацією типового узагальненого циклу випробувань;

- класифікація іспитових стендів придатних для проведення випробувань енергосистем сучасних ПС (на прикладі СЕП ПС), та формуванню відповідності випробувального стенду реальній схемі СЕП на прикладі сімейства літаків Ан-148;

- математичне забезпечення випробувального процесу функціональних енергосистем сучасного ПС на основі на програмно-орієнтованих модулів та прикладної і системної частини МЗ;

- алгоритмічне забезпечення процесу випробування, що складається з декількох алгоритмів (алгоритмів цілей, завдань та технологій, планування, підготовки і імітації умов випробувань);

- процес наповнення СБ, що залежить від застосування алгоритмічного забезпечення стендового фізичного або напівнатурного моделювання під час випробувань СЕП ПС;

- застосування резервування ФМС як складових енергосистем авіоніки високого ступеню цілісності та готовності в комплексі випробувань ПС;

- представлена методика енергоефективних стендових випробувань СЕП сімейства літаків Ан-148 а саме такі підпункти:

- 5) Методика розрахунку навантажень по категоріям електроприймачів;

- 6) Методика роботи на стенді СЕП та програма випробувань на стенді СЕП-148;

- 7) Методика стендових випробувань бортових систем електропостачання ПС в умовах КБ;

- 8) Метрологічна атестація контролера КСВВ СЕП-148 системи виміру та випробувань СЕП-148;

- наведений та доказаний ефективний вклад в енергозбереження від запровадження в випробувальний процес СЕП сучасних ПС контролера КСВВ.

У четвертому та п'ятому розділах розглянуті питання охорони праці та навколишнього середовища під час експлуатації комплексу стендових випробувань енергосистем ПС в умовах КБ

Матеріали дипломної роботи можуть бути використані для проведення енергоефективних експлуатаційних стендових випробувань енергосистем ПС в умовах КБ з метою зниження затрат за рахунок скорочення часу проведення комплексу випробувань ФС ПС.

## **СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ТА ЛІТЕРАТУРИ**

1. ARINC 651. Руководство по проектированию интегральной модульной авиационной электроники: Пер. с англ. США. – Мериленд, 1991. – 278 с.
2. Функціональні автоматизовані системи та комплекси повітряних суден: навч. посібник / С.С. Ільєнко, В.П. Захарченко, С.В. Єнчев, А.В. Ільєнко. –К.:НАУ, 2019. – 160 с.
3. Гаража В.В. и др. Функциональные системы воздушных судов. – К.: КИИГА, 1992. – 400 с.
4. ДСТУ 3589-97. Системи та комплекси авіаційного обладнання. Надійність та експлуатація. Терміни та визначення. - К: Держстандарт, 1998.
5. Жук К.Д. Программирование жизненных циклов авиационной техники. – К.: Знание, 1982. – 23 с.
6. Снисаренко С.И., Горащенко В.С., Подружин Е.Г., Степанов В.М. Надежность авиатехники и безопасность полетов. – НГТУ, 2008. – 227 с.

7. Авіаційні правила України, Частина 21 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-21 (Part-21) [Електронний ресурс]. – режим доступу з екрану <http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/z0240-14/page>.

8. ARINC Specification 429P1-18 Digital Information Transfer System (DITS), Part 1, Functional Description, Electrical Interfaces, Label Assignment and Word Formats.

9. Повітряний кодекс України [Електронний ресурс]. – режим доступу з екрану <http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/3393-17>.

10. Безопасность полетов: Учебник для вузов / Р.В. Сакач, Б.В. Зубков, М.Ф. Давиденко и др. – М.: Транспорт, 1989. – 239 с.

11. Правила видачі сертифікатів льотної придатності цивільних повітряних суден України [Електронний ресурс]. – режим доступу з екрану <http://zakon5.rada.gov.ua/laws/show/z0638-99>.

12. Ільєнко С.С. Оценка качества электрической энергии электротехнических систем авионики современных воздушных судов в наземных условиях. Проблеми інформатизації та управління: зб. наук. праць. – К.: НАУ, 2013. – Вип. 3 (43). – С. 44-48.

13. Воробйов В.М., С.С Ільєнко. Методика підвищення ефективності електротехнічного обладнання авіоніки на стадіях випереджувальних експлуатаційних стендових і довідних випробувань. Автошляховик України. Вісник ЦНЦ ТАУ. – 2010. – № 13. – С.117-127.

14. Руководство по летной эксплуатации Ан-148-100. К.: ДП «Антонов», 2004. – 1353 с.

15. Сертифікаційний базис СБ-148.

16. АКТ № 29-3340-05 «По результатам заводських лабораторних испытаний системы электроснабжения самолета АН-148-100 (модель АН-148-100А, АН-148-100В, АН-148-100Е) – К.: ДП «Антонов», 2005. – 120 с.

17. ГОСТ 19705-89. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Требования к качеству электроэнергии. М.: ГК СССР по стандартам, 1989. – 45 с.

18. ГОСТ Р 54073-2010. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. М: ФГУП "НИИСУ", ФГУП "НИИАО", 2010, электронна версія.
19. Синдеев И. М., Савелов А. А. Системы электроснабжения воздушных судов. – М.: Транспорт, 1990. – 296 с.
20. Обоснование метода моделирования электроэнергетических комплексов воздушных судов / В. М. Воробьев, В. А. Захарченко, А. А. Кичигин // Вісник ЦНЦ ТАУ – К.: 2004. – №2. – С.73 – 77.
21. Методика стендовых испытаний бортовых систем электроснабжения № 3340 - 29 – 03. К.: ДП «Антонов», 2003. – 58 с.
22. Протокол № 3340 - 81 - 2004 «Метрологической аттестации контролера системы измерения и испытаний системы электроснабжения самолета Ан-148 (КСИИ СЭС-148)». Отдел ЭИО-33 ДП, «Антонов». 2004 г.
23. Техническое задание. Система электропитания комплексного тренажера КТС-148 № 148.97.3330.014. К.: ДП «Антонов», 2008. – 11 с.
24. Стенд системы электроснабжения самолета Ан – 148. Программа испытаний (к первому вылету) 148.98- 3340 - 001 ПИ. ДП «Антонов». 2004 г.
25. ДЕРЖАВНІ САНІТАРНІ НОРМИ ТА ПРАВИЛА «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу». Наказ Міністерства охорони здоров'я України 08.04.2014 № 248.
26. ДНАОП 0.03-3.30-96 Державні стандартні норми і правила захисту населення від впливу електромагнітних випромінювань.
27. Микитюк О.М., Злотін О.З., Грицайчук В.В., Маркіна Т.Ю. Основи екології. - Харків: «ОВС», 2003.
28. Кучерявий В.П. Екологія: Навчальний посібник. – Л.: Світ, 2000. – 500 с.



29. Ісаєнко В.М., Криворотько В.М., Франчук Г.М. Екологія та охорона навколишнього середовища. Дипломне проектування: Навчальний посібник. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 192 с.
30. Рябікова Г.В. Охорона природи і екологізація виробництва як передумова сталого розвитку //Екологічний вісник. - 2005. - Січень-лютий. - С. 20-22.
31. ДСН 3.3.6.042-99 Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень. - Київ, 2000.
32. ДБН В.2.5-28-2006. Природне і штучне освітлення.
33. Жидецький В.Ц. Практикум з охорони праці: Навчальний посібник. – Л.: Афіша, 2000. – 352 с.
34. Протоєрейський О.С., Запорожець О.І. Охорона праці в галузі: Навчальний посібник. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 267 с.