

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Світлана ПАВЛОВА
“ _____ ” _____ 2022 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”**

Тема: Лабораторний стенд для перевірки регулятора температури повітря в
кабіні літака

Виконавець: _____ Деренко Михайло Юрійович

Керівник: _____ Белінський Валерій Миколайович

Нормоконтролер: _____ Левківський Василь Васильович

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Світлана ПАВЛОВА

« _____ » _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Деренку Михайлу Юрійовичу

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

1. Тема дипломної роботи : Лабораторний стенд для перевірки регулятора температури повітря в кабіні літака

затверджена наказом ректора від «06» грудня 2021 р. №2658/ст

2. Термін виконання роботи : з 10 січня 2022 року по 28 лютого 2022 року

3. Вихідні дані до роботи : система кондиціонування повітря літаків Ан-72/74 та Ан-140

4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз льотно-технічних характеристик літаків Ан-72/74, Ан-140 та систем кондиціонування повітря, Порівняльний аналіз функціональних та електричних схем систем обігріву повітря в кабінах повітряного судна, Дослідження характеристик надійності регулятора температури в кабінах повітряного судна, Обробка статистичних даних з відмов та несправностей блоку управління ЕП-528Т.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:

порівняльні таблиці, графіки, схеми функціональні та електричні

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Збір та аналіз літературних даних	06.12.21-16.01.22	виконано
2	Написання розділу I,II	17.01.22-26.01.22	виконано
3	Написання розділу III, IV	27.01.22-06.02.22	виконано
4	Написання висновків	07.02.22-13.02.22	виконано
5	Оформлення роботи, подання на кафедру та усунення недоліків	14.02.22-22.02.22	виконано

8. Дата видачі завдання: “_6_” грудня 2021 р.

Керівник дипломної роботи (проекту) _____ Белінський В. М.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Деренко М. Ю.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи “ Лабораторний стенд для перевірки регулятора температури повітря в кабіні літака ”: 69 сторінки, 24 рисунків, 3 таблиць, 12 використаних джерел.

Об'єкт дослідження – блок керування ЕП-528Т з системи РТА-36, його параметри, лабораторний пульт перевірки ПИ-153, його параметри та функціональні можливості.

Мета дипломної роботи – дослідження та обробка статистичних даних з напрацювання блока ЕП-528Т на літаку в реальних умовах, розробка та обґрунтування пропозицій щодо покращення та модернізації технології перевірки блока управління ЕП-528Т.

Метод дослідження – аналіз і збір даних перевірок в лабораторії АіРЕО. Обробка отриманих даних по відмовам і їх аналіз. Дослідження електричних, функціональних та схем підключення пульта перевірки ПИ-153, ознайомлення з технологією перевірки блоку керування ЕП-528Т. Аналіз отриманих даних та їх практичне застосування.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати для ознайомлення працівників лабораторії і технічного персоналу що обслуговує літаки. Також буде цікаво для конструкторів, які проектують дані системи кондиціонування повітря і працівникам по плануванню технічного обслуговування літаків.

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень.....	6
Вступ.....	7
Розділ №1. Аналіз льотно-тенічних характеристик літаків Ан-72/74, Ан-140 та систем кондиціонування повітря.....	9
1.1 Аналіз льотно-технічних характеристик повітряних суден Ан-72/74 та Ан-140.....	9
1.2 Дослідження характеристик систем кондиціонування повітря в кабінах та салонах.	16
Розділ № 2. Порівняльний аналіз функціональних та електричних схем систем обігріву повітря в кабінах повітряного судна.	35
2.1 Дослідження систем регулювання температури повітря в салоні та кабіні повітряного судна.....	35
2.2 Оцінка параметрів і характеристик агрегатів, приладів та комутаційної апаратури систем регулювання температури повітря.....	40
2.3 Технологія перевірки блоків управління ЕП-528Т на стенді ПИ-153	44
Розділ № 3. Дослідження характеристик надійності регулятора температури в кабінах повітряного судна.....	48
3.1 Вибір методики розрахунку характеристик надійності.....	48
3.2 Статистичний аналіз відмов і несправностей.....	53
Розділ №4. Обробка статистичних результатів з відмов та несправностей блоку управління ЕП-528Т.....	63
4.1 Розрахунок статистичних параметрів надійності.....	63
4.2 Розробка та обґрунтування пропозицій щодо покращення та модернізації технології перевірки блоку управління ЕП-528Т на лабораторному стенді.....	65
Висновки.....	68
Список використаних джерел.....	69

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АТ- Авіаційна техніка.

СКП- Система кондиціонування повітря.

ДСУ- Допоміжна силова установка.

ПОС-Протиобморожувальна система.

СВП- Система відбору та підготовки повітря.

РТА- Регулятор температури автоматичний.

ТЗП -температура зовнішнього повітря.

ППР- Повітряно-повітряний радіатор.

ТХ-Турбохолодильник.

ТХУ-Турбохолодильна установка.

НВПУ- Несприятливий вплив процесу утилізації

ПС- Повітряне судно

ПИ- Пульт випробувальний

ВСТУП

Збільшення висоти польотів в сучасних літаках стало потребувати спеціальних засобів для забезпечення нормальних умов роботи екіпажу та перевезення пасажирів. Оскільки зі збільшенням висоти більше 5000 м у людини починає розвиватись «Висотна хвороба», яка виникає в наслідок нехватки кисню через падіння парціального тиску кисню. Так якщо не використовувати ніяких систем кондиціонування. Працездатність членів екіпажу на висоті в 5000 м з часом починає падати, а на висоті в 7000-8000 м не підготовлена людина без будь яких засобів може перебувати всього кілька хвилин. Ще одним фактором нормального стану людини є тиск. Перепад тиску, а саме, падіння або його підняття можуть викликати запаморочення і втрату свідомості. Крім цих двох факторів виділяють ще і температуру навколишнього середовища, що на висоті в 10 км може досягати до -50°C і більше. Тому необхідно дбати і про забезпечення нормальних температурних умов у кабінах екіпажу та пасажирів.

Тому всі сучасні літаки, що літають на висотах 5-10 км оснащуються герметичними кабінами як для екіпажу так і для пасажирів. Так для прикладу в пасажирських літаках використовують кабіни вентиляційного типу. У такій кабіні повітря циркулює безперервним потоком. Поступаючи як правило від компресора двигуна. По дорозі до кабіни воно за потреби охолоджується і потрапляє в кабіну через регулятор потоку. Одночасно з постійною подачею повітря воно постійно просочується через спеціальний регулятор тиску, який підтримує різницю між тиском в салоні і навколишньою атмосферою. Повітря, що виходить, виносить з салону вуглекислий газ і вологу, що виділяються при диханні людини. Крім цього, система ще повинна як слідкувати так і підтримувати швидкість зміни тиску в кабінах яка не повинна бути більше 0,18 мм рт.ст./с. Оскільки швидка зміна тиску в кабінах пасажирів і екіпажу може призвести до великої фізіологічної небезпеки.

Система кондиціонування повітря (СКП) є однією з систем життєзабезпечення на борту літака. СКП призначена для підтримки тиску і температури повітря в герметичній кабіні літака на рівні, що забезпечує нормальне самопочуття екіпажу та пасажирів. Герметичність в кабінах забезпечується їх конструкцією, наявністю ущільнювачів на дверях і люках, а також постійним наддувом за допомогою СКП. Також СКП літака призначена для обігріву (охолодження) і вентиляції кабін та салону, для підтримки заданого тиску і складу повітря в герметичній кабіні. СКП забезпечує подачу повітря: до стартерів під час запуску двигунів; в систему проти обледеніння літака; для підігріву ДСУ і механізму перемикачів стабілізатора; для охолодження обладнання у відсіках; для наддувом гідро баку та іншим споживачам. Повітря для системи відбирається від компресора двигуна, від допоміжної силової установки і від наземної системи кондиціонування.

До складу СКП зазвичай входять: тепломаслообмінні установки (теплообмінники, турбоохолоджувачі, осушувачі, зволожувачі тощо); контрольно-регулюючий пристрій (датчики, перетворювачі, пристрої керування, запірні, регулюючі клапани, заслінки); система розподілу повітря (труби, повітроводи, клапани); Блоки управління СКП і сигналізації про помилки (датчики, перетворювачі); Додаткове обладнання (озонатори, глушники, вентилятори, поглиначі, фільтри тощо).

Принцип роботи полягає в тому що. Спочатку з компресорів двигуна відбирається повітря, за цей етап відповідає система відбору (або гаряча частина системи), де повітря проходить перший етап охолодження, де його тиск знижується, а швидкість потоку регулюється. Потім повітря надходить в розподільну систему (вентиляційну систему) або холодну частину, де проходить другу стадію охолодження, регулює оптимальну кількість вологи, знижує шум і створює початкову температуру (задану температуру) перед подачею в герметичну систему кабін з параметрами необхідними для нормальної життєдіяльності пасажирів і членів екіпажу.

РОЗДІЛ №1

АНАЛІЗ ЛЬОТНО-ТЕНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКІВ АН-72/74, АН-140 ТА СИСТЕМ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.

1.1 Аналіз льотно-технічних характеристик повітряних суден Ан-72/74 та Ан-140.

Льотно-технічні характеристики літаків Ан-72/74



Рис.1.1. Літак Ан-72

Ан-72 – це легкий реактивний військово-транспортний літак, який має короткий зліт та посадку. Літак Ан-72 спроектований у київському ОКБ О.К. Антонова з метою оновити старий парк техніки Ан-26.

Ан-72 побудований за схемою високоплану із Т-подібним оперенням, що має герметичний фюзеляж круглого перерізу, типу пів монокок. Силова установка Ан-72 складається із двох ТРДД Д-36 і ДСУ ТА-8В. Для скорочення пробігу двигуни обладнано реверсом тяги.

Крило стрілоподібне, великого подовження, трапецієподібне. По всій довжині крило оснащено висувними закрилками, на центроплані двох щілинні, а на консолях трьох щілинні. На передньому краю консолей встановлено передкрилки. На верхній частині центроплана та консолей розташовано по чотири секції інтерцепторів. Зовнішні інтерцептори використовуються разом із елеронами для гасіння підйімальної сили під час

зниження по крутій глісаді, внутрішні при пробігу або у разі перерваного злету для збільшення супротиву літака і навантаження на шасі. Використання інтерцепторів підвищує ефективність гальмування до 20 %.

Стерно напрямку двох шарнірної будови розділене на дві частини. Верхня частина керується бустерами системи керування, а нижня педалями пілота. Стерна мають аеродинамічне та вагове балансування. Нижня частина стерна напрямку оснащена тримером, а стерно висоти оснащено тримером та сервокомпенсатором.

Шасі складається із передньої поворотної опори і чотирьох основних опор із незалежною важільною підвіскою. Сійки шасі неоснащені замками прибраного положення, щоби запобігти їх заклинюванню при потраплянні бруду. Прибране шасі лежить на стулках. У разі відмови гідросистеми шасі випускаються механічно.



Рис.1.2. Літак Ан-74

Ан-74 являється подальшою модифікацією транспортного літака Ан-72, який проектувався для застосування в умовах крайньої півночі. Ан-74 є близько магістральним транспортним літаком, розробленим АНТК імені О. К. Антонова.

Ан-74 створено для експлуатації в районах Арктики та Антарктиди, призначений для перевезення вантажів, техніки й людей на авіалініях малої й

середньої протяжності в будь-яких кліматичних умовах від -60°C до $+45^{\circ}\text{C}$ і на будь-яких широтах, в тому числі в умовах Північного полюса та у високогірних районах. Його можна експлуатувати на обладнаних та необладнаних повітряних трасах в будь-який час року і доби з бетонних, галькових, льодових та снігових аеродромів, на внутрішніх і міжнародних лініях.

Літак Ан-74 дозволяє перевозити вантаж до 7,5 тон, у тому числі до 10 пасажирів, на висоті до 10 100 метрів з крейсерською швидкістю 550—700 км/год. Крім того, він може виконувати такі спеціалізовані завдання:

- проводку суден;
- організацію та обслуговування дрейфуючих станцій;
- проведення науково-дослідних робіт у високих широтах Арктичного і Антарктичного басейнів;
- візуальну льодову розвідку;
- розвідку рибних косяків.

В умовах експлуатації літак Ан-74 легко переобладнується в санітарний, пожежно-десантний та інші варіанти. У конструкції літака широко використані нові конструкційні матеріали і технологічні процеси. Це забезпечило високу вагову віддачу літака.

Літак має основні відмінності від Ан-72 такі як:

- збільшена на 1 метр довжина крила;
- окреме обладнане робоче місце штурмана, розташоване за робочим місцем КСЗ;
- установка більш потужної ДСУ типу ТА-12, також встановленої на Ан-124, та ін, замість ТА-8, що стоїть на Ан-72;
- збільшена кількість акумуляторів - три проти двох.

ЛТХ літаків Ан-72/74.

Модифікація	Ан-72	Ан-74
Основні характеристики		
Екіпаж	3-4 чоловіка	3-4 чоловіка
Пасажиро місткість	68 солдатів; 57 десантників; 24 поранених на ношах	67 особового складу (спецпризначення); 42 парашутисти; 40 поранених та хворих на ношах; 52 цивільних пасажира
Вантажопідйомність	10000 кг	10000 кг
Довжина	28,07 м	28,068 м
Висота	8,65 м	8,65 м
Розмах крила	31,89 м	31,89 м
Площа крила	98.62 м ²	98.62 м ²
Крило у плані	трапецієподібне	трапецієподібне
Нормальна злітна маса	30500 кг	32000 кг
Максимальна злітна маса	34500 кг	36 500 кг
Маса палива у внутрішніх баках	12950 кг	13210 кг
Силова установка:	2 × ТРДД Д-36	2 × ТРДД Д-36 серії 2А
Тяга	2 × 63.74 кН	2 × 63.74 кН
Допоміжна силова установка	1 × Газотурбінний ТА-8В	1 × Газотурбінний ТА-12
Льотні характеристики		
Максимально допустима швидкість	720 км/год	720 км/год
Крейсерська швидкість	550-600 км/год	550-600 км/год
Практична дальність	1150 км	2 700 км
Перегінна дальність	4800-5000 км	4 700 км
Довжина розгону	620 м	1300 м
Довжина пробігу	420 м	700 м

Льотно-технічні характеристики літака Ан-140



Рис.1.3. Літак Ан-140

Ан-140 — це регіональний вантажно-пасажирський авіалайнер, розроблений АНТК ім. Антонова для заміни застарілим літакам Ан-24 та Ан-26. Призначений для перевезення пасажирів, багажу, пошти та вантажів на регіональних авіалініях з великими пасажиропотоками, а також на окремих міжнародних лініях з можливістю експлуатації як на аеродромах зі штучним покриттям, так і на ґрунтових злітно посадкових смуг.

За своєю конструкцією літак є двомоторним високо планом з класичним оперенням. Фюзеляж є напівмонокок циліндричної форми в середній частині і конічної форми з подвійною кривизною в носовій і хвостовій частинах.

Каркас фюзеляжу включає працюючу обшивку, поздовжній силовий набір у вигляді стрингерів та балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів та перегородок, а також підлоги в кабінах. Три технологічні роз'єми по шпангоутах № 8, 28, 40 умовно ділять фюзеляж на чотири частини: носову, середню, хвостову та за кінцівку.

У фюзеляжі розміщені: кабіна екіпажу та транспортна кабіна. У транспортній кабіні знаходяться пасажирський салон з вестибюлем і туалетом і задній багажно-вантажний відсік.

Літак має трьох стійкове шасі підвищеної прохідності з пневматиками

низького тиску і високе розташування двигунів, що виключає пошкодження повітряних гвинтів і повітрозабірників сторонніми предметами під час злітання чи сідання, що дозволяє експлуатувати літак на ґрунтових, галькових, льодових і засніжених аеродромах та майданчиках. Конструкція включає допоміжну силову установку АІ9-ЗБ, що являється одноступінчастим газотурбінним двигуном з системами відбору повітря за компресором і механічної потужності на привід генератора змінного струму. розташовану у хвостовій частині фюзеляжу та забезпечує автономну експлуатацію літака на необладнаних аеродромах.

На літаку встановлено два турбогвинтові двигуни ТВЗ-117ВМА-СБМ1 виробництва ВАТ «Мотор Січ» (Запоріжжя). Двигун турбогвинтовий, складається з газотурбінного приводу та редукторів (переднього і заднього). Особливістю конструкції двигуна є наявність у ньому вільної турбіни для приводу валу повітряного гвинта, не пов'язаної кінематично ротором турбокомпресора.

Даний двигуни відповідають вимогам ІСАО за низьким рівнем шуму та викиду забруднюючих речовин в атмосферу та розроблені ОКБ імені В. Я. Клімова на базі широко поширеного двигуна ТВЗ-117.

СКП складається з лівої та правої підсистем, призначених для кондиціонування повітря відповідно в кабіні екіпажу до пасажирської кабіни. Кожна підсистема забезпечує регулювання температури, тиску та витрати повітря, що подається в кабіни. СКП забезпечує наддув та підтримку в кабінах заданого тиску. Передбачено обдування скління та обігрів підпільного простору. СКП може працювати на землі і в польоті з відбором повітря від ЗСУ та двигунів, що працюють на всіх режимах. Управління роботою системи здійснюється автоматично або вручну.

ЛТХ літака Ан-140

Модифікація	Ан-140
Екіпаж	2 особи
Пасажиро місткість	52 особи
Вантажопідйомність	6000 кг
Довжина	22,6 м
Висота	8,23м
Розмах крила	25,5 м
Площа крила	51 м ²
Крило у плані	Пряме крило
Нормальна злітна маса	12810 кг
Максимальна злітна маса	21500 кг
Силова установка:	2 х ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ1
Потужність двигуна	1838 кВт (2500 к. с.)
Допоміжна силова установка	1 × АІ9-3Б
Максимально допустима швидкість	575 км/год
Крейсерська швидкість	460-540 км/год
Практична дальність	1380 км
Практична стеля	7600м
Довжина розгону	1495 м

Система відбору та підготовки повітря

СВП включає ліву та праву системи відбору та підготовки повітря, кожна з яких складається з:

- Системи відбору повітря. Призначеної для відбору повітря від двигуна і регулювання його тиску;

- Системи регулювання температури повітря, налаштованої на підтримку 120°C - $t_{\text{н.в}}$ - під час роботи СКП і 240°C - на час включення ПОС.

Під час роботи СКП відбір здійснюється від четвертих лопаток двигунів, при включенні ПОС - від сьомих лопаток. Регулювання температури повітря на виході з ППР здійснюється за допомогою автоматичного регулятора температури РТА-36. Регулятор РТА-36 може працювати у двох режимах:

- 1- регулювання температури повітря під час роботи лише СКП;

- 2- регулювання температури повітря під час роботи СКП і ПОС одночасно.

При роботі регулятора в режимі 1 на виході з ППР підтримується температура ($+ 120^{\circ}\text{C}$ - ТЗП), де ТЗП -температура зовнішнього повітря.

Під час роботи регулятора у режимі 2 на виході з ППР підтримується температура $+ 240^{\circ}\text{C}$. Органи управління та індикації СВП розташовані на щитку ВІДБІР І ПІДГОТОВ ПОВІТРЯ (див. рис. 1.4).

Схема системи відбору та підготовки повітря показана на рис. 1.5.

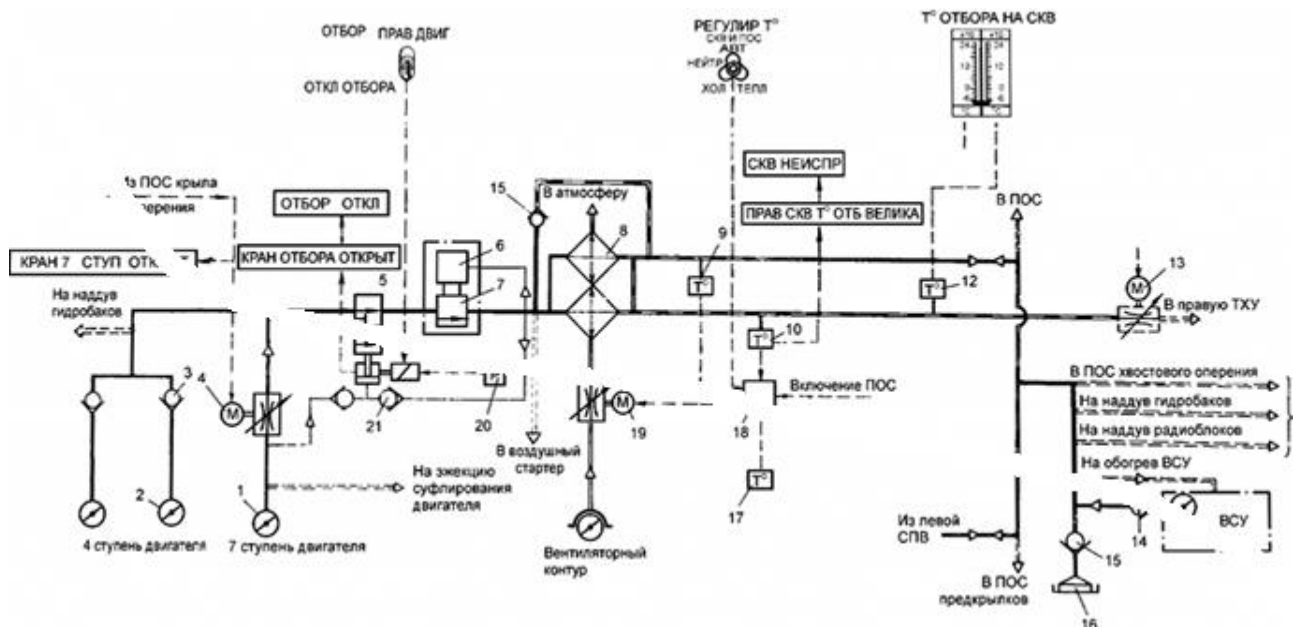


Рис.1.5 Принципова схема правої системи відбору і подачі повітря.

1, 2 – фланці відбору повітря; 3 – зворотний клапан 5499Т; 4 – запірний кран 3223; 5 – запірний клапан 3309; 6 – командний механізм 6117.01 регулятора тиску; 7 – виконавчий механізм 6117.02 регулятора тиску; 8 – повітряно-повітряний теплообмінник 2385-1; 9, 10, 12 – приймачі температури П-109; 13 - виконавчий механізм 4084АТ регулятора витрати; 14 – зворотний клапан 3164; 15 – зворотний клапан 5499Т; 16 - бортовий роз'єм ОСТ 111521-74; 17 – приймач температури зовнішнього повітря П-109; 18 – блок керування ЕП-528Т регулятора температури з комплекту РТА-36; 19 - регулююча заслінка з електромеханізмом МПК-13ДТВ; 20 - сигналізатор тиску МСТ-7, 5А; 21 – човниковий клапан 3306.

Підготовка і подача повітря в кабіну

Для подальшого охолодження повітря, що відбирається від СКП, повітря трубопроводами, через трубку Вентурі регулюючу заслінку, потрапляє в повітряно-повітряний радіатор і турбоохолодильник.

Охолодження повітря у ППР відбувається за рахунок продування забортним повітрям (атмосферним), яке в польоті під дією швидкісного натиску надходить у повітрязабірники.

Остаточне охолодження його відбувається у турбоохолодильнику. У турбіні ТХ відбувається адіабатичне розширення повітря і його енергія перетворюється на механічну енергію обертання турбіни, на одному валу з якої насаджений вентилятор, що прокачує атмосферне повітря і тим самим

створює навантаження на валу турбіни.

Під час роботи СКП на землі, де немає швидкісного напору, для продування ППР використовується повітря вентиляторного контуру турбоохолодильників. З цією метою вхідний патрубок вентилятора ТХ з'єднаний з вихідним каналом продувального контуру ППР, в якому встановлені жалюзі, що працюють як зворотний клапан.

Працюючи СКП на землі під впливом створюваного вентилятором ТХ розрідження, і навіть під зусиллям пружини жалюзі закриваються, і повітря протікає через ППР.

На літаку застосований конвективний спосіб обігріву (охолодження) кабін (екіпажу та вантажопасажирської). Повітря із систем (правої та лівої) надходить у кабіни через коробки обігріву та вентиляції та розподіляється в кабінах шляхом конвективного перемішування.

Для регулювання витрати повітря (800 кг/годину \pm 90 кг/година) та вимірювання фактичної витрати повітря через праву та ліву системи подачі, встановлені два дистанційні вимірювачі витрати повітря.

Охолодження повітря, що відбирається від СКП, повітря трубопроводами, через трубку Вентурі і регулюючу заслінку 4084 АТ потрапляє в повітряно-повітряний радіатор 1639А та турбоохолодильник 1937В.

Охолодження повітря у ППР-1639А відбувається за рахунок продування забортним повітрям (атмосферним), яке в польоті під дією швидкісного напору надходить у повітрязабірники.

Остаточне охолодження його відбувається у турбоохолодильнику 1937В. У турбіні ТХ відбувається адіабатичне розширення повітря і його енергія перетворюється на механічну енергію обертання турбіни, на одному валу з якої насаджений вентилятор, що прокачує атмосферне повітря і тим самим створює навантаження на вал турбіни. Повітря на лопатках турбіни втрачає тиск, і навіть температуру, охолоджуючись до негативної температури.

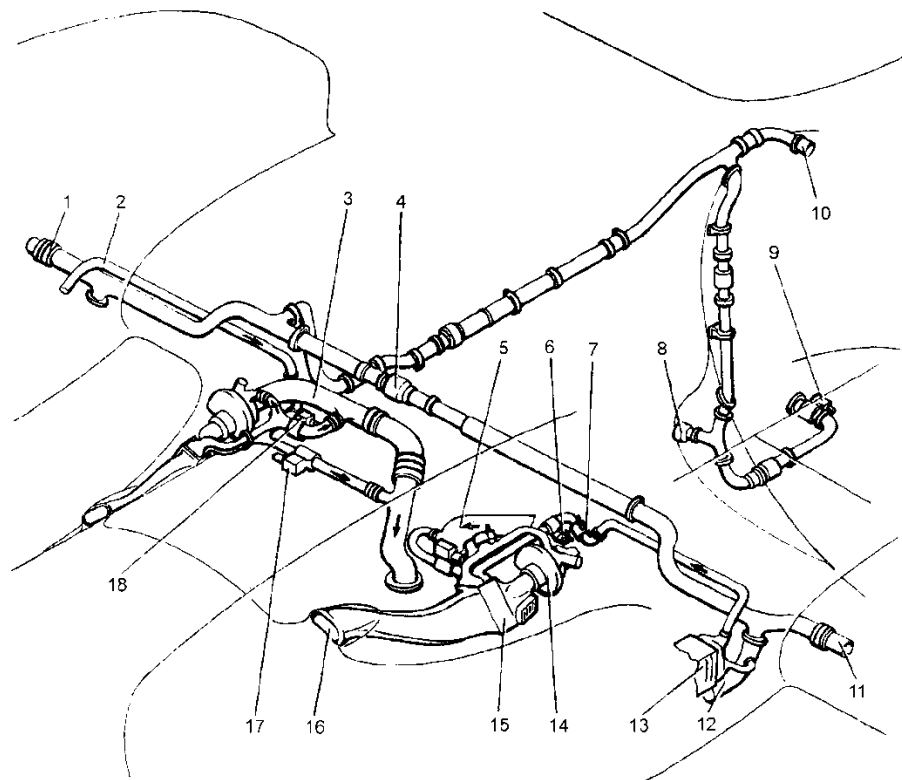


Рис.1.6. Схема системи подачі повітря

1. Трубопровід підведення повітря в ПОС правого передкрилка; 2. Трубопровід подачі повітря від правого двигуна; 3. Трубопровід подачі в кабінку повітря із правої ТХУ; 4. Компенсатор у лінії кільцювання; 5. Трубопровід подачі в кабінку повітря з лівої ТХУ; 6. Виконавчий механізм 4084АТ; 7. Задачник регулятора витрати; 8. Горловина для приєднання наземного джерела стисненого повітря; 9. Заслінка відбору повітря від ДСУ; 10. Трубопровід підведення повітря в ПОС хвостового оперення лівого передкрилка; 11. Трубопровід підведення повітря в ПОС лівого передкрилка; 12. Трубопровід подачі повітря в повітряний стартер; 13. Повітро-повітряний теплообмінник 2385-01; 14. Турбохолодильник 1937В; 15. Повітро-повітряний теплообмінник 1639А; 16. Повітрозабірник охолодження 1639А; 17. Заслінка 1408Т у лінії підживлення гарячим повітрям; 18. Заслінка 1919Т у лінії підживлення теплим повітрям.

Датчиком системи регулювання та вимірювання витрати повітря через кожен систему подачі є трубка Вентурі, встановлена в трубопроводі СКП, у передньому зализі центроплану з фюзеляжем.

СКП забезпечує незалежне регулювання температури в кабінці екіпажу та вантажопасажирській кабінці. Режим регулювання автоматичний. Передбачено ручне регулювання:

- у кабіні екіпажу;
- у трубопроводах, що подають повітря до кабіни екіпажу;
- у вантажопасажирській кабіні;
- у трубопроводах, що подають повітря до вантажопасажирської кабіни, а також перед вологовідділювачем.

Встановлено світлову сигналізацію відхилення температури повітря, що подається в кабіни за верхню межу допустимого діапазону.

Для завдання температури в кабінах на щитку ВКВ знаходяться два датчики температури РР53-5Т. Температура в кабінах підтримується в автоматичному режимі регулятором температури РТА-36. При цьому обмежується температура повітря, що подається від +33°C до +100°C.

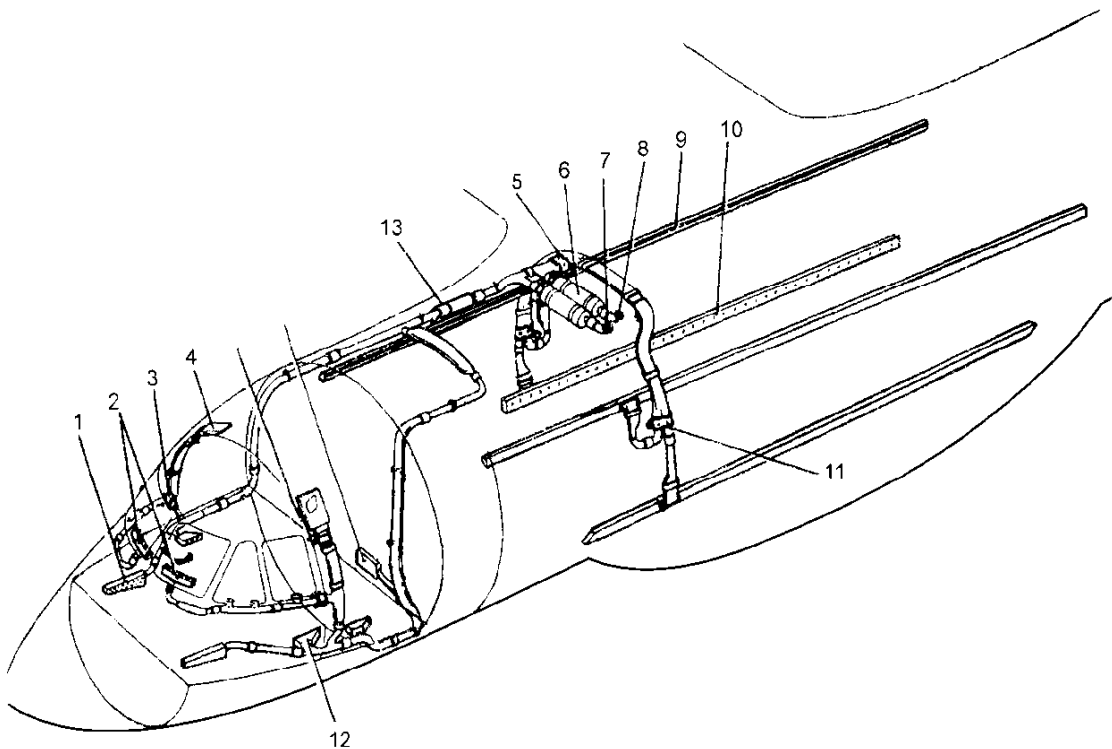


Рис.1.7 Схема системи розподілу повітря

1. Короб обдування ніг правого льотчика; 2. Трубопровід обдуву лобового скла ліхтаря; 3. Кран .7611.015.000 обдув скла; 4. Короб; 6. Вологовідділювач 5676; 7. Фланець підведення повітря із правої ТХУ; 8. Фланець підведення повітря з лівої ТХУ; 9. Верхній короб; 10. Нижній короб; 11. Кран .7611.027.003 перемикання коробів; 12. Короб обігріву; 13. Глушник шуму.

Система автоматичного регулювання тиску

Система автоматичного регулювання тиску (САРТ) призначена для:

- автоматичного регулювання тиску в гермо кабіні (з ручним перемиканням на резервну систему). Графік зміни тиску в кабінах показано на рис. ;

- автоматичного обмеження швидкості зміни тиску ("висоти") у гермо кабіні;

- налаштування абсолютного тиску в гермо кабіні на барометричний або наведений абсолютний тиск аеродрому зльоту та посадки;

- автоматичного обмеження заданих значень експлуатаційного та максимального надлишкових тисків;

- налаштування експлуатаційного надлишкового тиску в гермо кабіні залежно від передбачуваної висоти польоту;

- захисту гермо кабіни від розрідження при швидкому зниженні;

- аварійної розгерметизації кабіни.

До складу САРТ також входять основна та резервна пневматичні підсистеми.

При виході стійки шасі із положення "Земля" запускається програма забезпечення зльоту. Протягом 10 хв у пам'яті регулятора тиску зберігаються висота та тиск аеродрому зльоту задля забезпечення програми перерваного зльоту.

Наприкінці програми забезпечення зльоту запускається програма забезпечення польоту. Під час роботи даної програми наддув кабіни регулюється з розрахунковими швидкостями зміни тиску за встановленою висотою посадки та забезпечується висота в кабіні до 2377 м. Гранична швидкість зміни тиску: +2,54 м/с при наборі висоти та -1,52 м/с при зниженні.

При польотах із встановленою барокорекцією на пульті керування тиском у кабіні встановлюється висота аеродрому посадки у положення 0 м.

При польотах із встановленою барокорекцією на пульті керування тиском у кабіні встановлюється висота аеродрому посадки в метрах.

Коли стійка шасі переходить у положення "Земля", а РУД у положення менше 61° , запускається програма забезпечення автоматичної розгерметизації на землі. При посадці тиск у кабіні знижується до значення $0,011 \text{ кгс/см}^2$. Програма автоматичної розгерметизації скидає цей перепад. Розгерметизація здійснюється зі швидкістю зміни тиску $+2,54 \text{ м/с}$ протягом 60с. , а потім зі швидкістю $+10,16 \text{ м/с}$ до повного відкриття випускного клапана.

При експлуатації з аеродромів, розташованих на висотах понад 2400 м , методика управління САРД не змінюється. Висота запалювання табло "КОРИСТУЙСЯ КИСНЕРОДОМ", залежно від висоти аеродрому, зростає з $2987\pm 61 \text{ м}$ до $4419\pm 152 \text{ м}$. Для контролю системи САРД землі і в польоті є вбудований контроль. САРД має такі вбудовані тести контролю:

- тест при включенні живлення, який запускається автоматично при подачі електроживлення на борт літака;
- безперервний контроль системи.

Тест, що виконується при включенні живлення, є безперервним контролем системи. Він перевіряє деякі функції та/або компоненти системи, які не можна контролювати безперервно під час роботи. Максимальна тривалість тесту при включенні живлення становить 60с.

Тест автоматично запускається з регулятора тиску в кабіні при включенні електроживлення літака за наступних умов:

- встановлений режим АВТО;
- дані оперативної пам'яті обнулені;
- РУД у положенні менше 60° ;
- літак на землі, стійки шасі обтиснуті.

При цьому тестуються такі компоненти системи (ручного та автоматичних режимів):

- центральний процесор регулятора тиску модуля індикації та

випускного клапана;

- дискретні виходи регулятора тиску у кабіні;
- цифровий канал зв'язку між регулятором тиску в кабіні та випускним клапаном;
- робота випускного клапана;
- канал обмеження висоти у кабіні.

При повністю працездатній системі зазвичай тест починається з каналу АВТО2, і при візуальному контролі випускного клапана можна спостерігати одиничне прикриття-відкриття заслінки, тест триває не більше 60 с, після цього починається контроль каналу АВТО1, який супроводжується двократним переміщенням заслінки випускного клапана та короткостроковим промиганням "ПОЛЬЗУЙСЯ КИСЛОРОДОМ". Після цього система переходить у режим постійного контролю та загоряється відповідний індикатор каналу АВТО1 або АВТО2. Якщо з будь-яких причин перед подачею живлення випускний клапан був повністю закритий, спочатку виконується повне відкриття клапана.

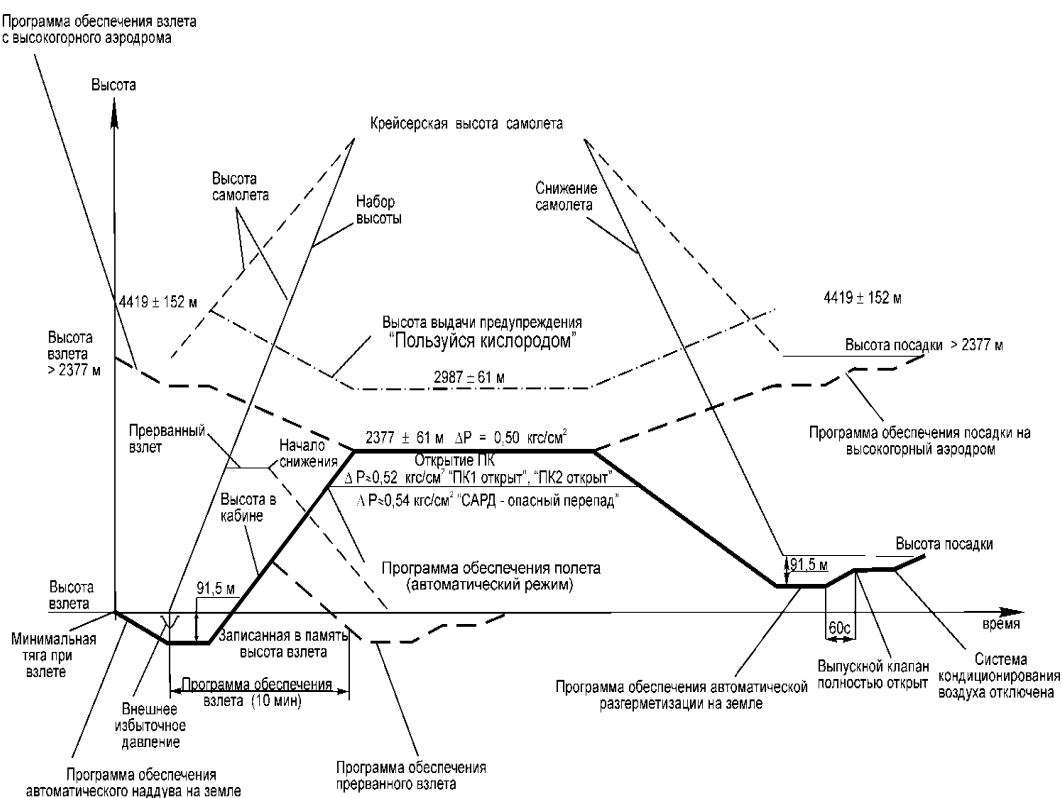


Рис. 1.8. Програма зміни тиску і висоти в кабіні Ан-72/74.

Система кондиціонування повітря Ан-140

Система кондиціонування повітря (СКП) служить для створення та підтримки в кабінах літака необхідних умов життєдіяльності. СКП складається з двох незалежних підсистем: лівої та правої, що забезпечують кондиціонування кабін літака. Температурний режим кабіни екіпажу забезпечує права підсистема, пасажирська кабіна – ліва підсистема. При відмові однієї підсистеми, інша забезпечує кондиціонування обох кабін.

За допомогою СКП здійснюється:

- обігрів або охолодження кабіни екіпажу та пасажирського салону;
- вентиляція кабіни екіпажу та пасажирського салону;
- обігрів підпільного простору;
- наддув гермокабіни та автоматична підтримка в ній заданого тиску;
- обдувши зсередини шибки екіпажу.

СКП є комплексною системою кондиціонування повітря (КСКВ) і за конструктивно-функціональними ознаками поділяється на:

- Систему підготовки повітря (СПП);
- Систему охолодження, регулювання температури та розподілу повітря в кабінах;
- Систему автоматичного регулювання тиску (САРТ) в кабінах.

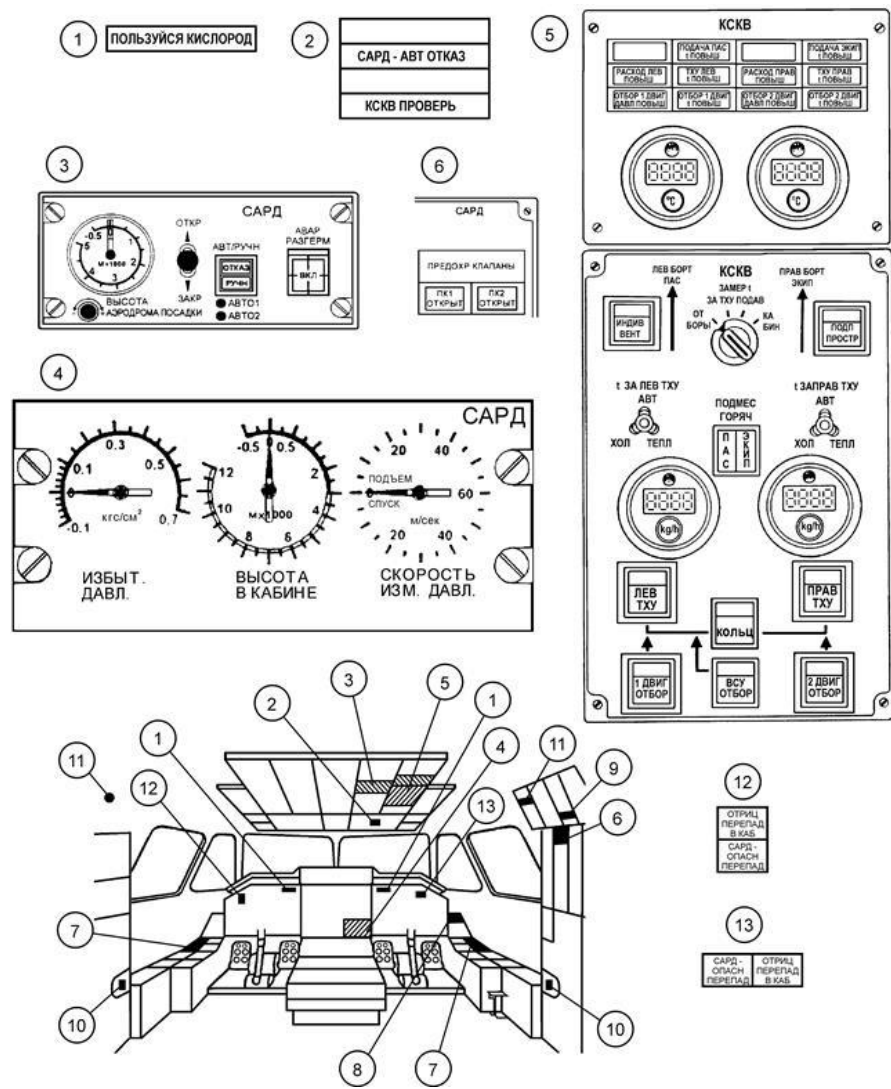


Рис. 1.9. Органи управління та контролю СКП.

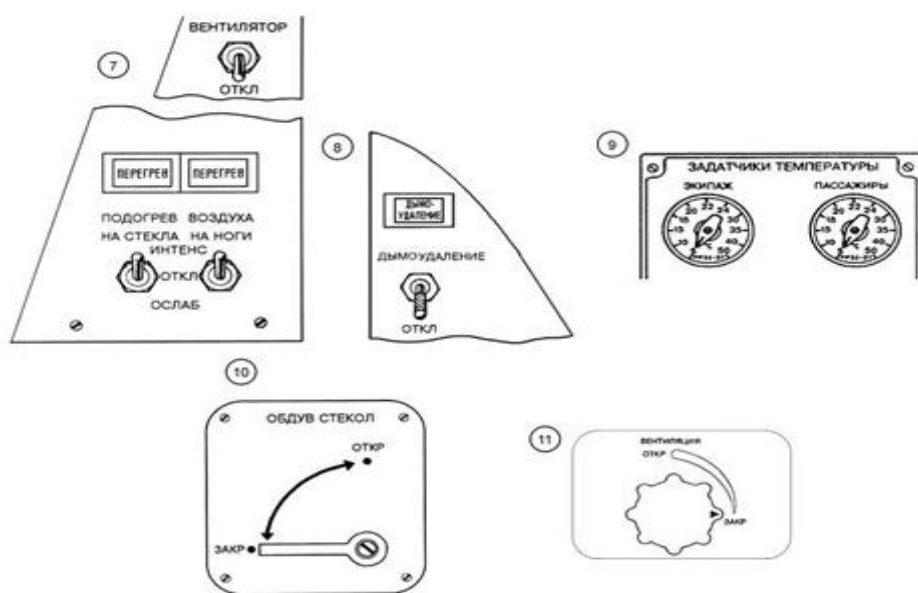


Рис.1.10. Органи управління та контролю СКП.

Система підготовки повітря

Система підготовки повітря(СПП) призначена для:

- Відбору повітря від маршових двигунів або ДСУ;
- Доставка повітря до споживачів.

Споживачами повітря є:

- СКП кабіни екіпажу та пасажирської кабіни;
- Система обігріву підпільного простору;
- Система обігріву ДСУ;
- Система наддуву радіоелектронного обладнання;
- Система наддуву гідробаків;
- Повітряний турбостартер маршових двигунів.

До лінії кільцювання приєднаний трубопровід подачі повітря від ДСУ та штуцер приєднання наземного джерела стисненого повітря для запуску двигунів. Монтаж СПП на літаку показаний на рис. 1.10.

Трубопроводи системи виконані з листової нержавіючої сталі та титанового сплаву, теплоізольовані скловолокном та облицьовані склотканиною. Трубопроводи змонтовані на двигунах, в гондолах двигунів, в зализах центроплана по лівому борту фюзеляжу та у відсіку ДСУ.

На конструкції літака трубопроводи закріплені за допомогою хомутів та кронштейнів. В трубопроводах є компенсатори, що оберігають трубопроводи від температурних розширень (звужень) і вібраційних навантажень.

Між собою та з агрегатами системи трубопроводи з'єднані фланцевими з'єднаннями з хомутами. Місця з'єднань закриті теплоізоляційними чохлами. Всі з'єднання трубопроводів конструюються, трубопроводи СПП мають металізацію.

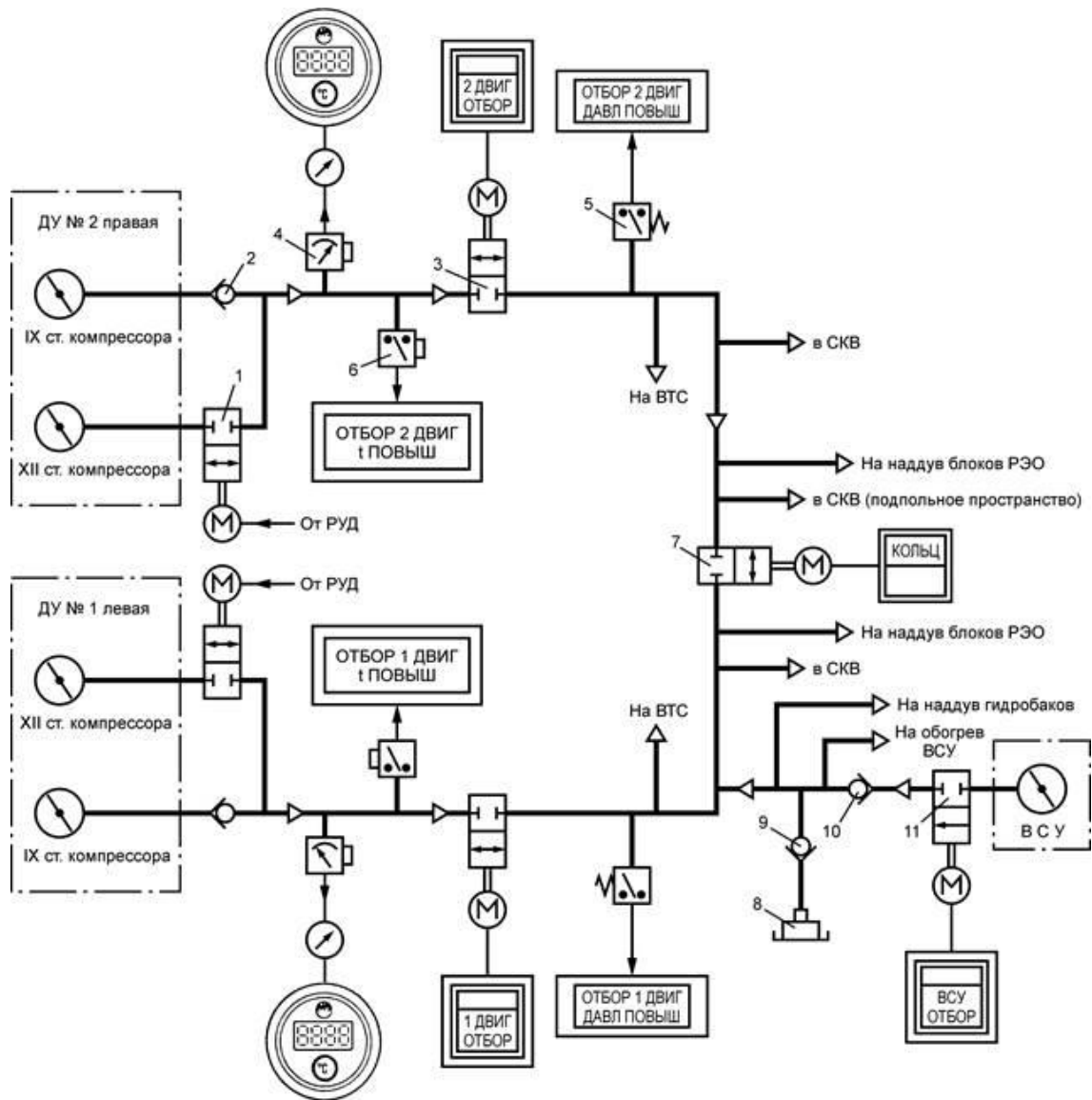


Рис.1.10. Функціональна схема СПП

1 - заслінка 3236А; 2 - зворотний клапан 5499Т; 3 - заслінка 3236А наземного джерела; 4 - датчик температури П-109 стисненого повітря; 5 - сигналізатор тиску МСТ-7,5А; 6 - термореле 7049А-300; 7 - заслінка 3407; 8 - штуцер для приєднання; 9 - зворотний клапан 5499Т; 10 - зворотний клапан 3204Н; 11 - запірні заслінки 3407.

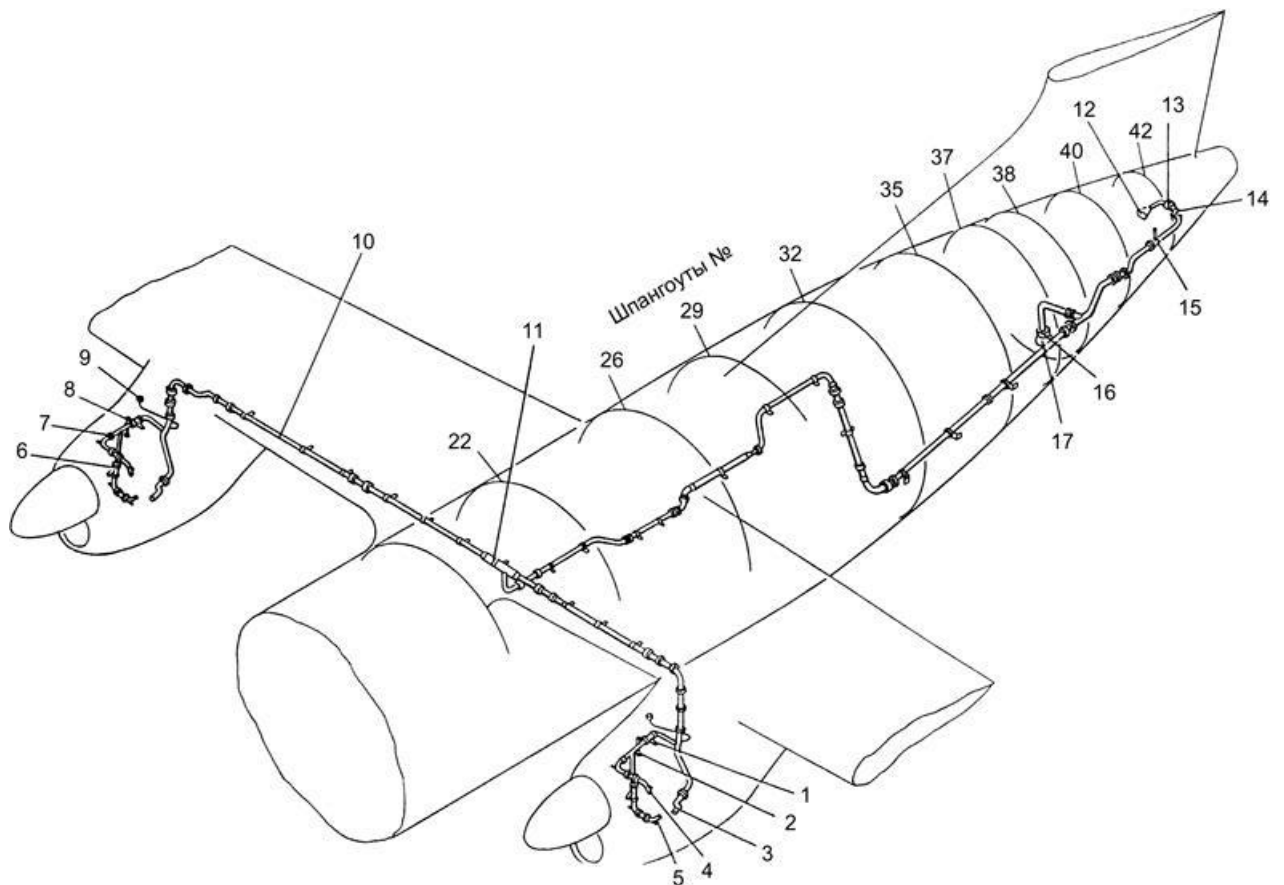


Рис.1.12. Монтаж системи СКП на літаку.

1- заслінка 3236А; 2-термореле 7049А-300; 3- підведення повітря до турбостартера; 4-штуцер відбору від ІХ ст.компресора; 5-штуцер відбору від ХІІ ст.компресора; 6- заслінка 3236А; 7- зворотний клапан 5499Т; 8 приймач температури П-109; 9 сигналізатор тиску МСТ-7,5А; 10 - трубопровід кільцювання; 11- заслінка кільцювання 3407; 12- фланець відбору від ДСУ; 13- заслінка 3407; 14 - зворотний клапан 3204Н; 15- трубопровід відбору гарячого повітря на обігрів ДСУ; 16 - зворотний клапан 5499Т.

Система кондиціонування повітря, охолодження повітря та його роздача

Система кондиціонування повітря призначена для;

- кондиціонування кабін з роздільним регулюванням температури повітря в кабіні екіпажу та пасажирській кабіні;
- наддува та гермокабіни та підтримання в ній заданого тиску (разом із системою автоматичного регулювання тиску повітря);
- обігріву підпільного простору;
- обдування скління кабіни екіпажу.

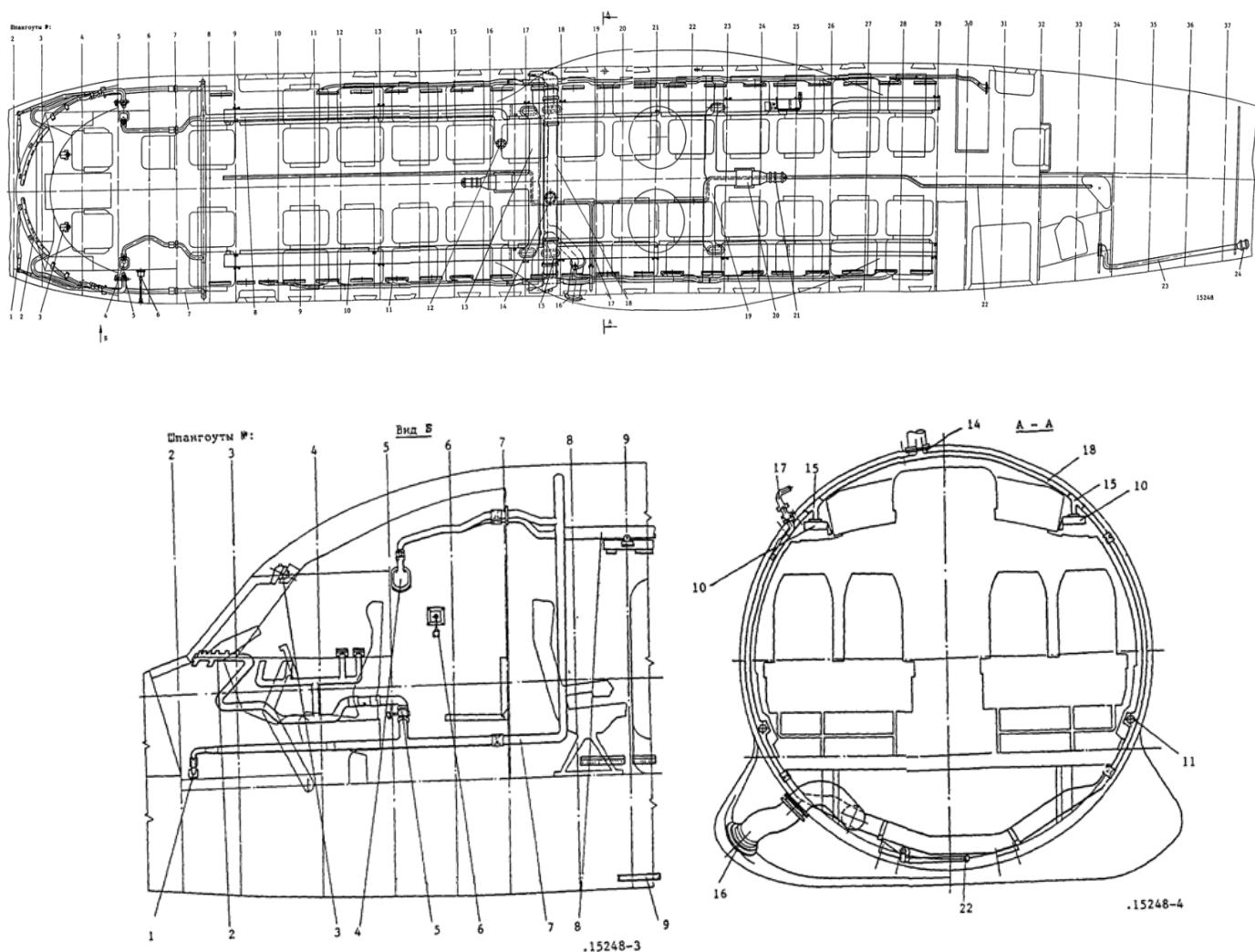


Рис.1.13. Монтаж системи СКП на літаку.

1 - нижні коробки кабіни екіпажу; 2 - колектор обдуву скла; 3 - вентилятор; 4 - верхні коробки кабіни екіпажу; 5 - заслінка обдуву скління; 6 - приймач температури; 7 - трубопровід подачі повітря в кабіну екіпажу; 8 - трубопровід подачі повітря в кабіну екіпажу; 9 - трубопровід обігріву підпільного простору; 10 - верхні коробки; 11 - нижні коробки; 12 - фланець відбору повітря від ТХУ для кабіни екіпажу; 13 - трубопровід системи рециркуляції; 14 - фланець відбору повітря від ТХУ для транспортної кабіни; 15 - розподільний кран; 16 - штуцер приєднання наземного кондиціонера; 17 - трубопровід подачі повітря на обігрів підпільного простору; 18 - трубопровід розподілу повітря в коробі; 19 - трубопровід системи рециркуляції; 20 - повітряний фільтр; 21 - вентилятор рециркуляції; 22 - трубопровід обігріву підпільного простору; 23 - трубопровід відсмоктування повітря з туалету; 24 - вентилятор.

Повітря для системи СКП відбирається від системи СПП. Система кондиціонування повітря складається із двох незалежних підсистем (як і система СКП). Права система забезпечує кондиціонування кабіни екіпажу, ліва – пасажирської кабіни. При відмові однієї з підсистем друга забезпечує кондиціонування обох кабін.

Органи управління, сигналізації та контролю роботи системи встановлені на щитку КСКВ, правому пульті передпольотної підготовки та бічних пультах лівого та правого льотчиків.

На землі повітря для системи кондиціонування можна використовувати від допоміжної силової установки (ДСУ). При вимкнених маршових силових установках та ДСУ для кондиціонування кабін може використовуватись наземний кондиціонер.

СКП забезпечує автоматичне регулювання подачі повітря до кабін. Витрата повітря через кожну підсистему має становити:

(720±80) кг/год – на землі при відборах повітря від СУ або ДСУ

(600±80) кг/год – на висоті $H=8000$ м за відборах повітря від СУ. СКП забезпечує автоматичне регулювання температури повітря в кабіні екіпажу та пасажирській кабіні (роздільно). Температура повітря в кабінах (за вказівниками) може відрізнятись від встановлених на датчиках не більше ніж на 3 °С.

Температура повітря в трубопроводі після турбоохолодильних установок повинна бути не менше 3 °С у режимі охолодження кабін та не більше 95 °С у режимі обігріву кабін. Температура повітря в трубопроводах за турбоохолодильними установками регулюється в автоматичному режимі.

СКП забезпечує подачу повітря в пасажирській кабіні через короби верхні (вентиляції) та нижні (обігріву). При температурі повітря, що подається нижче 25 °С повітря подається тільки через верхні короби (вентиляції). При температурі понад 25 °С повітря подається лише через нижні короби (обігріву).

Сигналізація граничних режимів роботи СКП забезпечує:

- включення сигналів “РАСХОД ЛЕВ ВЕЛИК”, “РАСХОД ПРАВ ВЕЛИК”, при витраті повітря через підсистему СКП більше 800 кг / год;
- включення сигналів “ПОДАЧА ЛЕВ – ПОВЫШ t°”, “ПОДАЧА ПРАВ – ПОВЫШ t°” при температурі повітря на ТХУ (110±10) °С.

При цьому має загорітися табло “КСКВ ПРОВЕРЬ” і включиться ЦСВ (центральный сигнальный вогонь).

Система автоматичного регулювання тиску

Система автоматичного регулювання тиску (САРД) призначена для:

- автоматичного регулювання тиску повітря в кабіні літака за заданою програмою;
- автоматичного обмеження заданого значення швидкості зміни кабінного тиску;
- налаштування абсолютного тиску в кабіні на барометричний тиск або висоту аеродрому;
- автоматичного обмеження заданого значення експлуатаційного та максимального надлишкового тиску;
- зайняті кабіни від розрідження;
- примусової аварійної розгерметизації кабіни на землі та в польоті;
- індикації параметрів повітря по тиску та швидкості зміни тиску, попередження про небезпечні значення параметрів тиску в гермокабіні;
- автоматичного та ручного перемикання основної підсистеми за її відмови на резервну.

Гермокабіна літака об'ємом 80м³ має наддув від СКП та скидання повітря в атмосферу за допомогою САРД.

Основні характеристики САРД:

- номінальна подача повітря від СКП 1200 - 1600 кг/год
- максимальна висота польоту, до якої висота у кабіні не перевищує 2400—8000 м.

-електроживлення САРД здійснюється напругою постійного струму 27 В

САРД підтримує автоматичний тиск у кабіні відповідно до заданої програми при подачі повітря в кабіну від СКП. Функціональна схема САРД, графік зміни повітря в гермо кабіні рис.1.13.

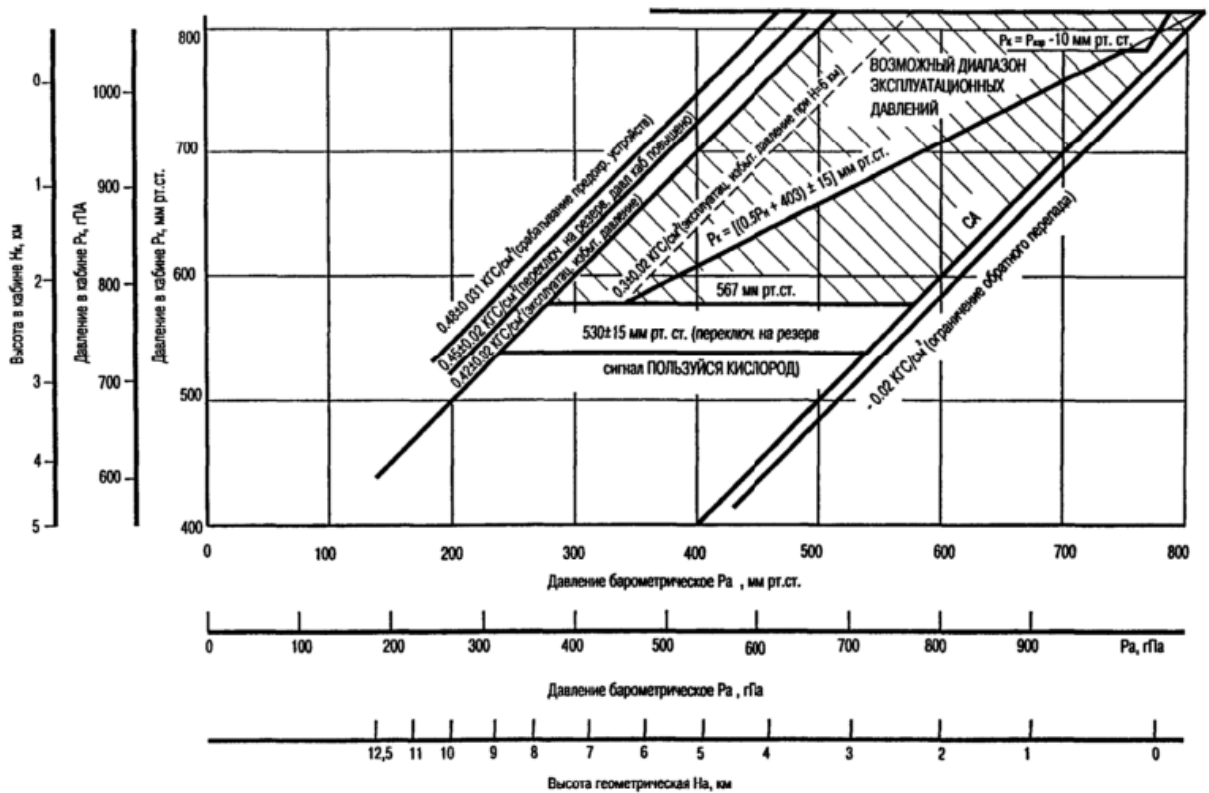


Рис.1.14. Програма зміни тиску і висоти в кабіні Ан-140.

Точність підтримки абсолютного тиску, встановлюваного по за датчику, усім висотам +15 мм рт.ст. Система забезпечує захист гермокабіни від розрідження, при цьому зворотний перепад тиску не перевищує значень 0,02 кгс/см².

Система забезпечує швидку (аварійну) за час не менше 20 розгерметизацію кабіни до встановлення надлишкового тиску 0,01 кгс/см² за допомогою перемикача "АВАР РАЗ-ГЕРМ" без відключення подачі повітря.

Регулювання тиску в кабіні полягає в: підтримці постійної швидкості зміни тиску не більше 0,18 мм рт.ст.

- обмеження максимального робочого надлишкового тиску в кабіні $0,42^{+0,02}_{-0,02}$ кгс/см²;

- автоматичне включення резервної підсистеми при перепаді тиску $0,45^{+0,02}_{-0,02}$ кгс/см² або тиск у кабіні 530 мм.рт.ст.;

- спрацьовування запобіжних пристроїв при перепаді тиску $0,48^{+0,02}_{-0,02}$ кгс/см².

РОЗДІЛ №2

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ТА ЕЛЕКТРИЧНИХ СХЕМ СИСТЕМ ОБІГРІВУ ПОВІТРЯ В КАБІНАХ ПОВІТРЯНОГО СУДНА.

2.1 Дослідження систем регулювання температури повітря в салоні та кабіні повітряного судна.

За регулювання температури в салонах та кабінах на літаках Ан-72/74 і Ан-140 відповідає система РТА-36Т.

Регулятор температури автоматичний РТА-36Т призначений для підтримки постійної температури повітря в наступних об'єктах систем кондиціонування літаків та гелікоптерів:

- У трубопроводах;
- В кабіні (салоні, відсіку) з можливістю обмеження температури повітря в трубопроводі, що подає;
- В кабіні (салоні, відсіку), з одночасним вирівнюванням температур у двох трубопроводах, що подають.

Регулятор керує інтегруючим регулюючим органом, що складається з приводу та дозуючого пристрою, що змінює співвідношення витрат гарячого та холодного повітря Рис. 2.1.

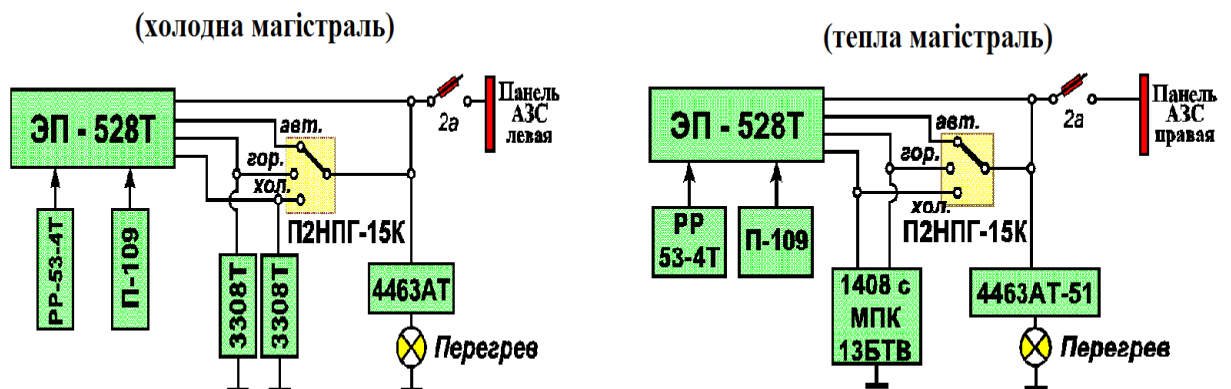


Рис.2.1. Схеми керування в магістралях.

До складу регулятора входять:

- Підсилювально-перетворювальний пристрій - ЭП-528Т;
- Задатчики температури повітря у трубопроводах -РР-53-1Т; РР-53-2Т; РР-53-3Т;
- Задатчики температури повітря в кабіні (салоні, відсіку) РР-53-4Т; РР-53-5Т;
- Задатчики температури повітря в трубопроводі на вході в рятувальний костюм (тільки для літака Ан-72/74) РР-53-6Т; РР-53-7Т;

Датчики температури для Ан-72/74

- Датчики температури повітря у трубопроводі П-77 вар.2, П-91
- Датчики температури повітря в кабіні (салоні, відсіку) ПП-19
- Датчики температури повітря в кабіні П8-1Т

Датчики температури для Ан-140:

- Датчик температури П-109
- Датчик температури повітря в кабіні ПП-19

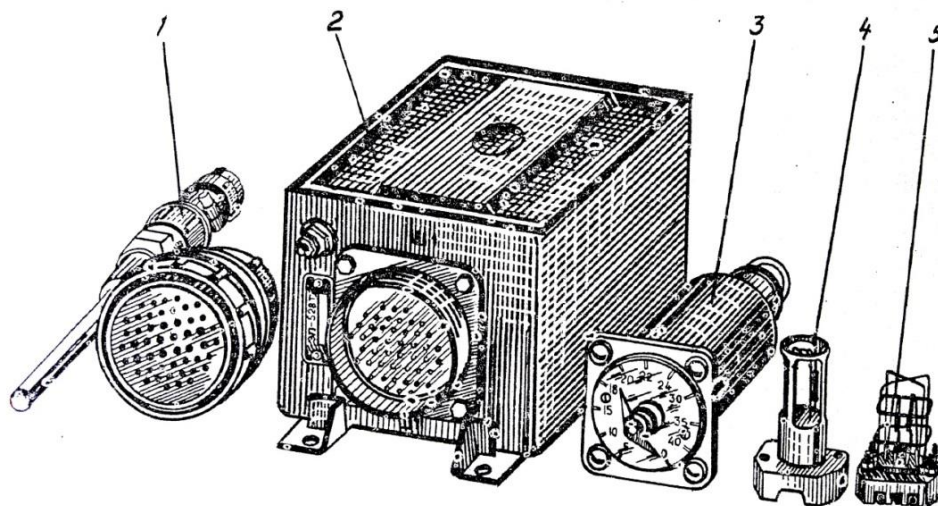


Рис. 2.2. Зовнішній вигляд регулятора температури РТА-36

1. Датчик П-77 вар.2; 2. Підсилювально-перетворювальний пристрій ЭП-528Т; 3. Задатчик РР-53Т; 4. Датчик ПП-19; 5. Датчик П8-1Т.

Принцип роботи регулятора РТА-36Т на літаку Ан-72 , для літака Ан-74 і Ан-140 він аналогічний оскільки відмінність в системі між даними типами літаків лише в датчиках температури і системі індикації в кабіні.

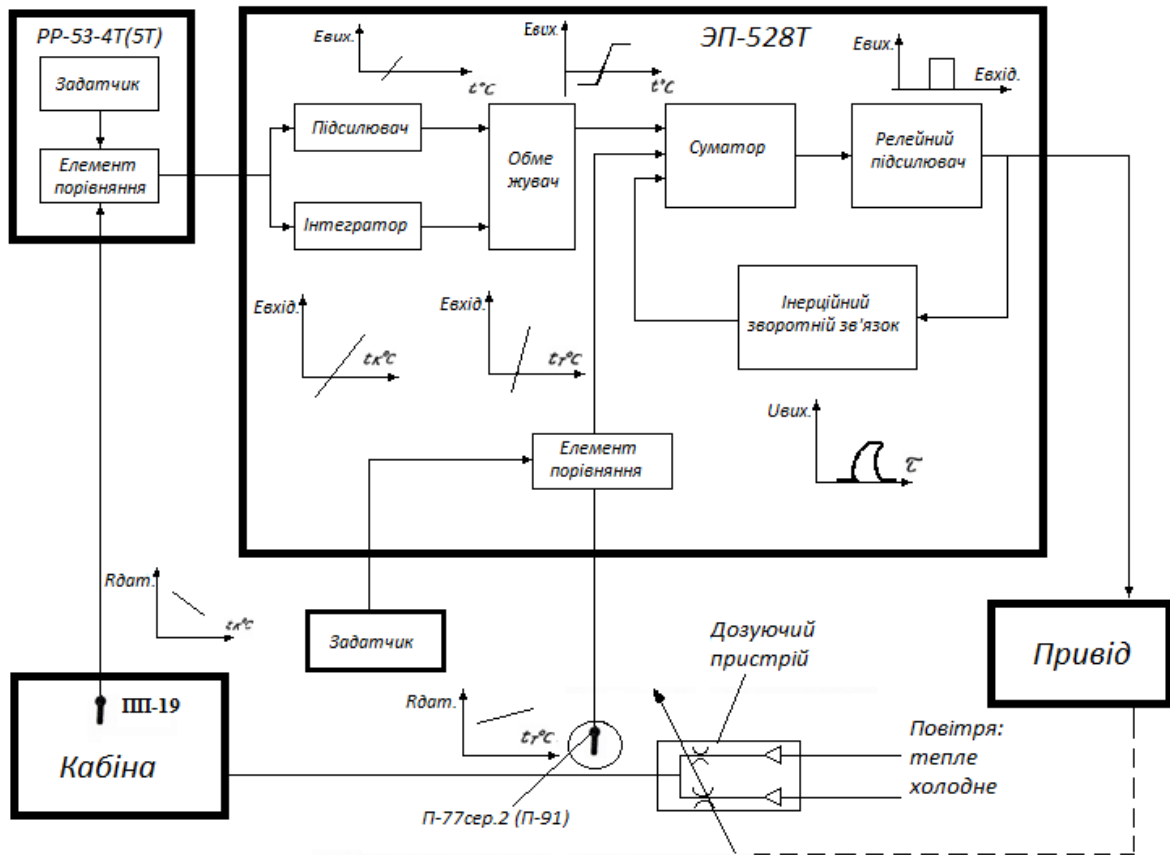


Рис.2.3. Регулятор температури повітря. Схема функціональна.

Регулятор, функціональна схема якого наведена на рис.2.3 виконаний за двоконтурною схемою.

Внутрішній контур - регулятор температури повітря у трубопроводі, що включає датчик температури П-77 вар.2 (П-9І), задатчик, суматор та релейний підсилювач, охоплений інерційним зворотним зв'язком, що управляє приводом регулюючого органу, що змінює температуру повітря у трубопроводі.

При відхиленні температури повітря в трубопроводі від заданої сигнал помилки надходить в релейний підсилювач. На виході релейного підсилювача з'являється імпульсний сигнал, що впливає на регулюючий орган так, щоб усунути помилку. Співвідношення тривалості імпульсів та

пауз залежить від величини відхилення температури від заданого значення.

У двоконтурній схемі на вхід суматора надходить додатковий сигнал, що змінює завдання контуру трубопроводу. Цей сигнал виробляється у зовнішньому (кабінному) контурі, що складається з датчика температури в кабіні ПП-І9, датчика РР-53Т, елемента порівняння, підсилювача інтегратора та обмежувача.

При відхиленні температури в кабіні від заданої, кабінний контур виробляє сигнал, що зсуває завдання для контуру трубопроводу таким чином, щоб зміна температури на трубопроводі наближало температуру в кабіні до заданої.

В установленому режимі температура в кабіні дорівнює заданої, а сигнал кабінного контуру, необхідний для зміщення завдання контуру трубопроводу надходить з інтегратора.

Вихідний сигнал кабінного контуру, що є завданням контуру трубопроводу, обмежений, тим самим обмежується температура повітря в трубопроводі.

Регулятор, виконаний за двоконтурною схемою, застосовується для регулювання температури повітря у кабінах, салонах із великою інерційністю.

Якщо повітря в салон подається по двох трубопроводах, то використовуються два взаємопов'язані двоконтурні регулятори, що впливають на два регулюючі пристрої (РТА-36Т).

При цьому до виходу кабінного контуру першого регулювальника додатково підключається внутрішній контур другого регулювальника. Зовнішній контур другого регулятора вимикається. У цьому випадку вихідний сигнал кабінного контуру першого регулятора служить завданням одразу двох внутрішніх контурів і температура повітря в обох трубопроводах однакова.

При виході з ладу одного з регуляторів, він відключається тумблером, а справний регулятор працює за звичайною двоконтурною схемою, описаною

вище.

Для регулювання температури повітря в кабінах, відсіках із малою інерційністю регулятор може включатися за одноконтурною схемою, наведеною на рис.2.4.

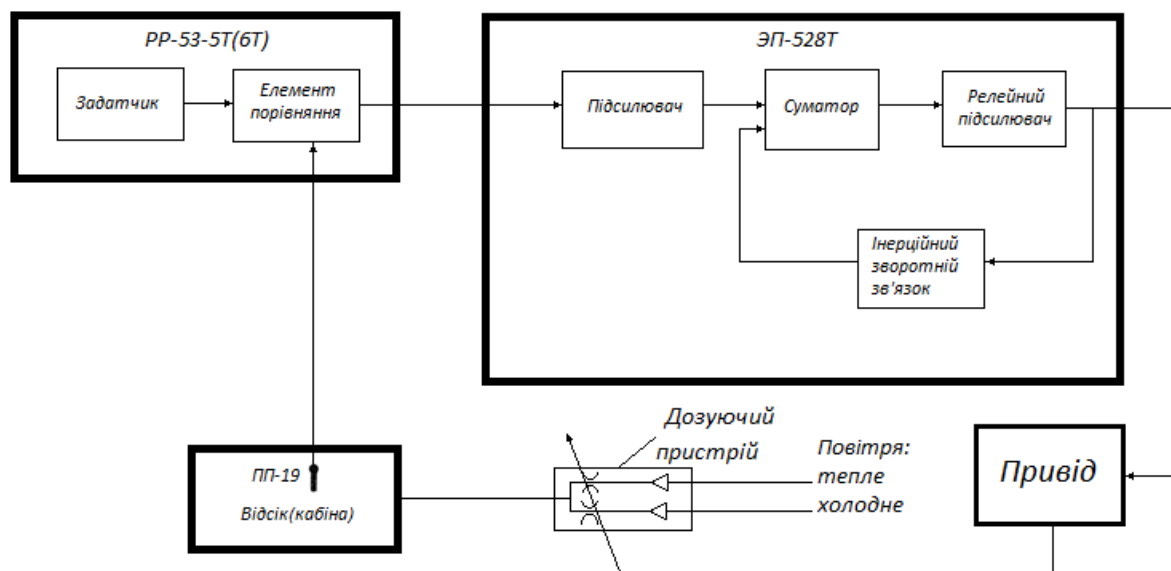


Рис.2.4. Регулятор температури у відсіку(кабіні). Схема функціональна.

Додатковий датчик, що встановлюється в кабіні, використовується для створення сигналу корекції, що змінює задану температуру на вході в рятувальний костюм (що використовується на літаках Ан-72/74 спеціального призначення) відповідно до графіка, наведеного на рис.2.5. (Похибка вимірювання). При цьому перемикач РР-53-7Т знаходиться на нульовій позначці циферблату. За допомогою РР-53-7Т можна зрушувати температуру на $\pm 10^{\circ}\text{C}$ (пунктирні лінії).

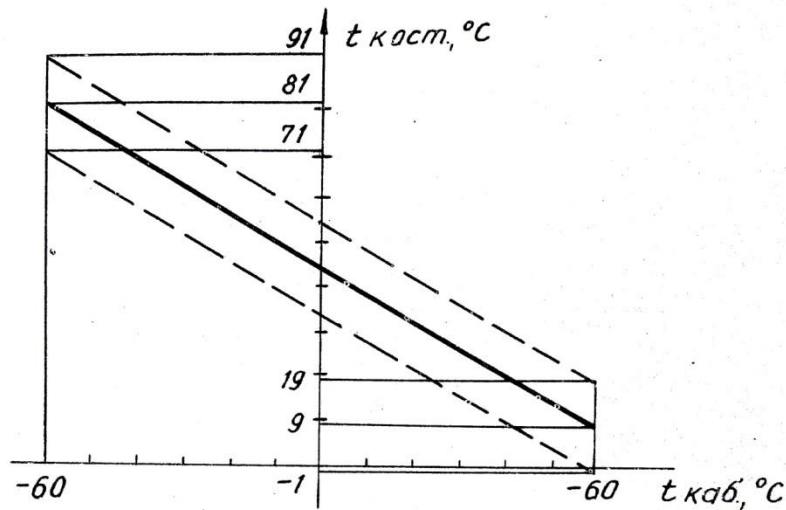


Рис.2.5. Графік залежності температури повітря на вході в рятувальний костюм від температури повітря в кібині.

2.2 Оцінка параметрів і характеристик агрегатів, приладів та комутаційної апаратури систем регулювання температури повітря.

Підсилювально-перетворювальний пристрій ЕП-528Т сер.2

Виріб ЕП-528Т сер.2 є підсилювально-перетворювальним пристроєм регулятора температури РТА-36Т. Вимірювальна частина ЕП-528Т сер.2 виконана у вигляді трьох мостів постійного струму:

- мосту "К" (кабіни);
- мосту "Т" (трубопроводу);
- мосту "Корр" (корекції).

При температурі повітря в кабіні та трубопроводі, що дорівнює заданій, мости "К" і "Т" знаходяться в рівновазі і напруга в їхній вимірювальній діагоналі дорівнює нулі.

При відхиленні температури в кабіні та трубопроводі від заданого значення діагоналі мостів "К" і "Т" з'являється напруга, пропорційна відхилення температури від заданого значення. Отримані сигнали перетворюються, коригуються та видаються у вигляді керуючого сигналу на виході ЕП-528Т сер.2.

В ЕП-528Т є обмежувач температури повітря в трубопроводі, що подає

повітря кабіну. Похибка обмежувача $\pm 5\%$.

Регулятор розрахований на живлення від трансформаторно-випрямляючого пристрою з постійним струмом, напругою 27В. Зміна напруги живлення $\pm 3В$.

Максимальна потужність, що споживається регулятором (без виконавчих механізмів) 15Вт.

Конструктивно ЭП-528Т сер.2 виконаний у вигляді алюмінієвого кожуха з кришкою. До кожуха припаяні лапки для кріплення ЭП-528Т сер.2 на об'єкті та стійки з різьбленням для кріплення плат. Елементи схеми розміщені на шести діелектричних платах із двостороннім друкованим монтажем. Плати розташовані одна над іншою і кріпляться до стійок. Після остаточного доведення кожух закривається кришкою та зварюється по периметру.

Для підключення ЭП-528Т сер.2 у зовнішню схему використовується електричний роз'єм для заземлення ЭП-528Т сер.2 на об'єкті - шпилька.

Задатчик температури РР-53-5Т

Виріб РР-53-5Т є задатчиком температури повітря у кабіні.

Задатчик РР-53-5Т представляє три плечі вимірювальної бруківки схеми кабінного контуру регулятора РТА-36Т, четвертим плечем є приймач температури ПП-19.

Величина опору резисторів одного плеча визначає задане значення температури у кабіні. Підключаючи за допомогою галетного перемикача в це плече один з додаткових резисторів, змінюється завдання температури.

Задатчик РР-53-5Т дозволяє встановлювати одинадцять значень температури.

Конструктивно задатчик РР-53-5Т є кожухом. в який поміщений корпус із закріпленими на ньому секційними каркасами, галетним перемикачем та циферблатом. На секційні каркаси намотані дротяні резистори.

Задатчик РР-53-5Т має градування циферблату (°С): 5, 10, 15, 18, 20, 22, 24, 30, 35, 40, 50. Дане градування використовується на літаку Ан-140.

Для підключення задатчика РР-53-5Т до схеми регулятора РТА-36Т на кожусі задатчика встановлений електричний роз'єм.

Датчик температури П-109

Датчик температури П-109 є приймачем температури повітря у трубопроводі. Принцип роботи датчика П-109 заснований на використанні властивостей платиного дроту, з якого виготовлені теплочутливі елементи, змінювати свій електричний опір при зміні температури навколишнього повітря (з підвищенням температури повітря опір дроту збільшується).

Датчик П-109 включається в бруківку вимірювальну схему ЕП-528Т сер.2.

Основні дані:

Вимірювана температура від	-60 до +300 С
Струм через кожну обмотку датчика не більше	5 мА
Опір ізоляції за всіх умов експлуатації не менше	1 МОм
Швидкість повітря трохи більше	70 м/с

Датчик П-109 двоканального виконання по конструкції – нероз'ємний. Платиновий дріт (термочутливий елемент) намотаний біфілярно на ізольовану трубку, герметично закриту кожухом. Кінці платиного дроту за допомогою проводів приєднані до контактів електричного роз'єму та утворюють два незалежні електричні ланцюги.

Датчик П-109 встановлюється у трубопроводі назустріч потоку, глибина занурення у вимірюване середовище 70 мм.

Датчик температури П-77

Датчик температури терморезисторний напівпровідниковий призначений для роботи на авіційних та інших об'єктах як первинні перетворювачі температури повітря та інших газових середовищ (у тому числі замороженого потоку), а також температури палива, олії та інших рідких середовищ в електричні сигнали для систем управління, реєстрації, вимірювання та сигналізації.

Датчик виконаний по конструкції все кліматичного виконання, працюють в умовах впливу механічних та інших факторів.

Технічні параметри датчика:

Діапазон вимірювання температур, °С -70...+300

Опір при 0°С, Ом 100 Ом

Похибка, °С $\pm (0,3 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot x \cdot t)$

Термін експлуатації, з урахуванням терміну зберігання, 10 років.

Напрацювання, годин 2000Год.

Датчик П-77 встановлюється у трубопроводі назустріч потоку, глибина занурення у вимірюване середовище 80 мм.

Приймач температури ПП-19

Приймач ПП-19 є датчиком температури повітря у кабіні. Принцип роботи приймача ПП-19 заснований на використанні властивостей теплочутливого елемента змінювати свій електричний опір при зміні температури навколишнього повітря (з підвищенням температури навколишнього повітря опір теплочутливого елемента зменшується).

Приймач ПП-19 включається в бруківку вимірювальну схему задатчика РР-53-5Т.

Основні дані:

Вимірювана температура ... 0-80 ° С

Тиск 806-306 мм рт.ст.

Швидкість повітря 1,5-20 м/с

Приймач ПП-19. по конструкції нероз'ємний, складається з екрана і терморезисторів, закріплених на колодці і загерметизованих, епоксидним компаундом.

Кріплення приймача ПП-19 на об'єкті здійснюється гвинтами.

Підключення приймача до схеми регулятора РТА-36Т проводиться гвинтами за допомогою наконечників, закріплених у спеціальних пазах колодки.

2.3 Технологія перевірки блоків управління ЕП-528Т на стенді ПИ-153

Пульт випробувальний ПИ-153

Пульт випробувальний ПИ-153 призначений для попереднього налаштування перед монтажем та перевірки при регламентному обслуговуванні компонентів регулятора температури автоматичного типу РТА-36Т:

- підсилювально-перетворювального пристрою ЕП-528Т серія 2;
- підсилювально-перетворювального пристрою ЕП-528Т;
- датчиків температури типу РР-53Т (РР-53-1Т – РР-53-7Т).

Примітка - Перевірка датчиків температури, що входять до складу регуляторів температури типу РТА-36Т, при регламентному обслуговуванні проводиться за допомогою стандартизованих засобів вимірювання.

Технічні дані:

1. Напруга живлення від джерела постійного струму (27 ± 3)
2. Споживаний струм не більше 0,8 А
3. Електричний опір ізоляції за нормальних умов, не менше 20 МОм
4. Умови експлуатації:
 - Діапазон робочих температур від 15 до 40 °С
 - Відносна вологість при температурі 30 °С до 95%
5. Маса приладу (зі сполучними джгутами), не більше 7,6 кг
6. Габаритні розміри 414 x 303 x 193 мм



Рис.2.6. Пульт випробувальний ПІІ-153 (показаний без верхньої кришки).

Комплектність пульта випробувань

Найменування	Шифр	Кількість, шт.
1.Пульт випробувальний	ПІІ-153	1
2. З'єднувальний джгут	К-800	1
3. З'єднувальний джгут	К-801	1
4. З'єднувальний джгут	К-803	2
5. З'єднувальний джгут	К-804	1
6. Паспорт поз. 1	-	1
7. Посібник з технічної експлуатації РТА-36Т	-	1
Запасні частини:		
1. Лампа	МН36-0,12	10
2. Вставка плавка	ВПБ6-23 або ВПТ6-23	5

Технологія перевірки ЭП-528Т

Заключається в отриманні параметрів роботи ЭП-528Т шляхом розрахунку формул на опір. Показники опору якого знімається з випробувального пульта та моста опорів Р33.

Приклад розрахунку параметрів роботи ЭП-528Т.

Розрахунок для точки балансу і зони нечутливості контуру Т:

$R_{T1} = 110.7$ Точка загорання «Холоднее ИМ» при підвищенні R моста Р33

$R_{T2} = 110.4$ Точка затухання «Холоднее ИМ» при зворотному ході R моста Р33

$R_{T3} = 109.3$ Точка загорання «Теплее ИМ» при пониженні R моста Р33

$R_{T4} = 109.6$ Точка затухання «Теплее ИМ» при зворотному ході R моста Р33

Розрахунок точки балансу:

$$R_T = \frac{R_{T1} + R_{T3}}{2} = \frac{110.7 + 109.3}{2} = 110.0 \text{ Ом}$$

$R_T = 110.0$ Похибка вимірювання (110 ± 1.6 Ом)

Розрахунок зони нечутливості контуру Т.

1.1 Преключити тумблер «ЗОНА» в положення «Узкая»

$$\Delta T = R_{T1} - R_{T3} = 110.7 - 109.3 = 1.4 \text{ Ом}$$

$\Delta T = 1.40$ м Похибка вимірювання (1.3 ± 0.8 Ом)

1.2 Переключити тумблер «ЗОНА» в положення «Широкая»

$R_{T5} = 111.4$ Точка загорання «Холоднее ИМ» при підвищенні R моста Р33

$R_{T6} = 108.7$ Точка загорання «Теплее ИМ» при пониженню R моста Р33

$$\Delta T = R_{T5} - R_{T6} = 111.4 - 108.7 = 2.70 \text{ Ом}$$

$\Delta T = 2.70$ м Похибка вимірювання (2.7 ± 1.5 Ом)

Далі за технологією перевіряються такі параметри як:

- Коефіцієнт зворотного зв'язку «Кос» для «Кос 200»; «Кос 90»; «Кос 40»; «Кос 18»; «Кос 8».
- Постійна часу зворотного зв'язку.
- Точка балансу контуру К для «К-1»; «К-2.35»; «К-9».
- Зона нечутливості контуру К для «К-1»; «К-2.35»; «К-9».
- Перевірка інтегратора.
- Перевірка обмежувача.
- Перевірка вбудованого контролю.
- Перевірка мосту корекції.

РОЗДІЛ №3

ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАДІЙНОСТІ РЕГУЛЯТОРА ТЕМПЕРАТУРИ В КАБІНАХ ПОВТРЯНОГО СУДНА

3.1 Вибір методики розрахунку характеристик надійності.

У машинобудуванні (зокрема, в авіаційній техніці) висока якість виробу визначається трьома факторами: технічною досконалістю (технічним рівнем), високою надійністю та естетичною та екологічною досконалістю.

Надійність входить у поняття якості як одна з основних властивостей, які має мати виріб. Однак у технічній та економічній літературі прийнято говорити про забезпечення якості та надійності. Таке виділення надійності із загального поняття якості зумовлено тим, що говорячи про якість, найчастіше мають на увазі властивості виробу на даний момент часу, тобто. такі властивості, які можуть бути дуже швидко перевірені (замірені) та зіставлені з вимогами нормативно-технічної документації. Такими властивостями є вихідні параметри виробу (потужність, точність тощо), розміри, твердість, зазори, натяги, співвісність, зовнішній вигляд та ін. Надійність - це особлива властивість, що полягає в здатності машини зберегти свої технічні параметри в часі; ця властивість характеризується безвідмовністю, довговічністю, ремонтпридатністю та збереженістю. На відміну від "миттєвих" властивостей якості показники, що характеризують надійність, ніякими досконалими приладами швидко виміряти не можна.

Надійність закладається при проектуванні виробів, вона залежить від прогресивності та досконалості конструктивної схеми, міцності та зносостійкості матеріалів, вибору номенклатури та умов застосування електрорадіовиробів, ефективності захисту елементів виробу від шкідливого впливу різних факторів, правильного обліку фактичних умов експлуатації, контролю- та ремонтпридатності та низки інших факторів.

Отже, надійність закладається при проектуванні, забезпечується під час виробництва, підтримується у процесі експлуатації.

Обґрунтування показників надійності невідновлюваних об'єктів

Одні із показників надійності невідновлюваних об'єктів:

- ймовірність безвідмовної роботи та ймовірність відмови;
- середнє напрацювання до відмови.

Показники надійності (безвідмовності) представляються у двох формах:

- імовірнісний;
- статистичні (вибіркові) оцінки.

Статистичні оцінки показників виходять за результатами випробувань на надійність.

Припустимо, що в ході випробувань якогось числа однотипних об'єктів отримано кінцеве число параметра, що цікавить нас, - напрацювання до відмови. Отримані числа являють собою вибірку якогось обсягу із загальної «генеральної сукупності», що має необмежений обсяг даних про напрацювання повністю об'єкта.

Кількісні показники, визначені для «генеральної сукупності», є істинними (імовірнісними) показниками, оскільки об'єктивно характеризують випадкову величину – напрацювання повністю.

Показники, визначені вибірки, i , дозволяють зробити якісь висновки про випадкової величині, є вибірковими (статистичними) оцінками. Вочевидь, що з досить велику кількість випробувань (великої вибірці) оцінки наближаються до імовірнісним показниками.

Імовірнісна форма представлення показників зручна при аналітичних розрахунках, а статистична – при експериментальному дослідженні надійності.

Для позначення статистичних оцінок використовують знак « $\bar{\quad}$ ».

Ймовірність безвідмовної роботи та ймовірність відмови

Ймовірність відмови $Q(t)$ - ймовірність того, що протягом певного інтервалу часу t у реальних умовах експлуатації в системі відбудеться хоча б одна відмова.

Можливість безвідмовної роботи $P(t)$ - ймовірність того, що протягом визначеного інтервалу часу t у реальних умовах експлуатації в системі не відбудеться жодної відмови.

З визначення випливає, що можливість безвідмовної роботи та ймовірність відмови – це протилежні події:

$$P(t) + Q(t) = 1.$$

Звідси

$$P(t) = 1 - Q(t).$$

Статистична оцінка можливість безвідмовної роботи (емпірична функція надійності) визначається за формулою:

$$\bar{P}(t) = \frac{N_0 - n(t)}{N_0} \quad (1.1)$$

де N_0 - число виробів на початку випробувань, $n(t)$ - число відмовивших приладів

Оскільки чисельник формули (1.1) $N_0 - n(t)$ - є кількість виробів, що безвідмовно пропрацювали до моменту напрацювання t , то можливість безвідмовної роботи є відношення числа виробів, що безвідмовно пропрацювали до моменту напрацювання t , до загального числа виробів.

Оцінку можливість безвідмовної роботи можна позначити як показник частки працездатних об'єктів на момент напрацювання t .

Формулу (1.1) можна виразити у вигляді

$$\bar{P}(t) = 1 - \frac{n(t)}{N_0}$$

Позначимо

$$\bar{Q}(t) = \frac{n(t)}{N_0} \text{ оцінка ймовірності відмови.}$$

Із формули (1.2) з урахуванням (1.3) слідує що

$$\bar{P}(t) = 1 - \bar{Q}(t) \text{ або } \bar{P}(t) + \bar{Q}(t) = 1$$

Це означає, що події, які полягають у настанні або не настанню відмови до моменту напрацювання t є протилежними. Можливість безвідмовної роботи є спадною, а ймовірність відмови - зростаючою функцією напрацювання. Приклади графіків наведено на рис. 3.1.

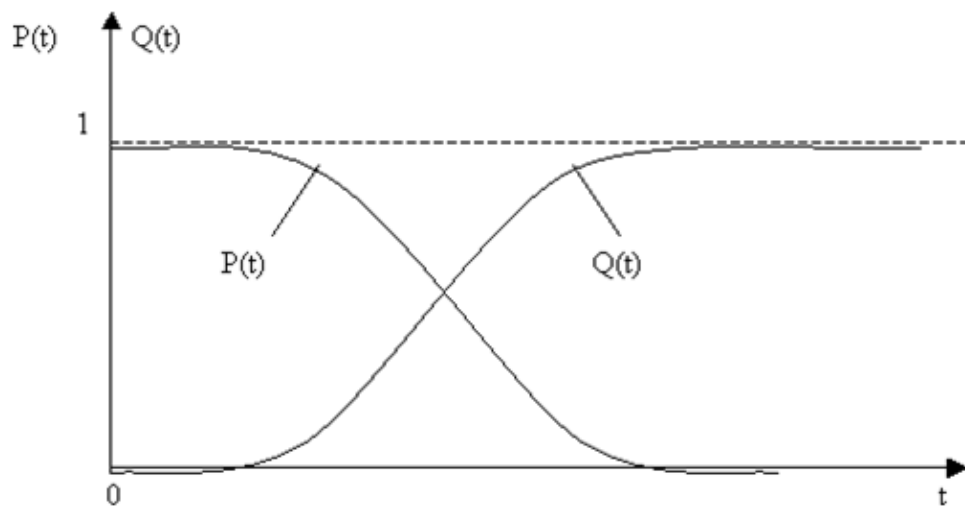


Рис. 3.1. Графіки можливості безвідмовної роботи и ймовірність відмови.

Дійсно в момент початку випробувань $t = 0$ кількість виробів, що відмовили $n(t) = 0$ а число працездатних - дорівнює загальному їх числу $N_0 - n(t) = N_0$, тому $P(t) = P(0) = 1$, а $Q(t) = Q(0) = 0$;

- при напрацюванні $t \rightarrow \infty$ всі об'єкти, що поставлені на випробування, відмовлять, тобто. $N_0 = n(t)$, тому $P(t) = P(\infty) = 0$, а $Q(t) = Q(\infty) = 1$.

Середнє напрацювання до відмови

Середнім напрацюванням до відмови називається математичне очікування напрацювання об'єкта до першої відмови T_1 .

Імовірнісне визначення середнього напрацювання повністю виражається так

$$T_1 = \int_0^{\infty} t \cdot f(t) dt$$

Використовуюючи відомий зв'язок між $f(t)$, $Q(t)$ та $P(t)$, запишемо

$T_1 = \int_0^{\infty} t \cdot f(t) dt$ а знаючи що $Q(t) = -P(t)$, отримаємо:

$$T_1 = -\int_0^{\infty} t \cdot P(t) dt = -t \cdot P(t) \int_0^{\infty} + \int_0^{\infty} P(t) dt$$

Припускаючи, що $t \rightarrow \infty \lim t \cdot p(t) = 0$ і враховуючи, що $P(0)=1$, отримуємо:

$$T_1 = \int_0^{\infty} P(t) dt$$

Таким чином, середнє напрацювання повністю дорівнює площі, утвореної кривою ймовірності безвідмовної роботи $P(t)$ і осями координат. Статистична оцінка для середнього напрацювання повністю визначається за

формулою

$$T_1 = \frac{1}{N_0} \sum_j^{N_0} t_j$$

де N_0 - число працездатних однотипних невідновлюваних об'єктів при $t = 0$ (на початку випробування); t_j - напрацювання до відмови j -го об'єкта.

Зазначимо, що як і у випадку з визначенням $P(t)$ середнє напрацювання вщент може оцінюватися не тільки в годинах (роках), але і в циклах, кілометрах пробігу та іншими аргументами.

Ступінь розкидування випадкових напрацювань до відмови навколо середнього значення T_0 характеризується дисперсією напрацювання повністю. Дисперсія визначається як математичне очікування квадрату відхилення випадкового напрацювання до відмови від середнього значення напрацювання до відмови T_0 :

$$D(t) = M(t - T_0)^2 = \int_0^{\infty} (t - T_0)^2 f(t) dt \quad (1.2)$$

Середньоквадратичне відхилення напрацювання до відмови $\sigma(t)$ є квадратний корінь із дисперсії: $\sigma(t) = \sqrt{D(t)}$.

Величина $\sigma(t)$ оцінює розкид (розсіяння) випадкової величини часу роботи повністю щодо її середнього значення (математичного очікування) T_0 , тобто. на скільки в середньому напрацювання до відмови окремих виробів відрізняється від середнього значення T_0 . Якщо $\sigma(t) = 0$, це означає, що всі

вироби відмовляють при одному і тому ж напрацюванні і ніякого розкиду напрацювання в цент немає. Чим більше значення σ , тим більше неоднорідні вироби у сенсі їхньої безвідмовності.

З виразу (1.2) випливає статистична формула для обчислення величини σ за досвідченими даними:

$$\sigma = \sqrt{D(t)} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (T_i - T_0)^2}{N - 1}}$$

де N - число виробів у партії (всі вироби доопрацювали повністю); T_i - напрацювання до відмови i -го виробу.

3.2 Статистичний аналіз відмов і несправностей.

Фактори що впливають на прилади

Причиною зміни технічного стану виробів авіаційної техніки є низка факторів об'єктивного та суб'єктивного характеру. Знання цих факторів необхідне як конструктору, так і інженеру, який грамотно експлуатує авіатехніку.

Фактором називається одна або сукупність умов процесу експлуатації, що впливають на об'єкт і впливають на його працездатність у процесі експлуатації. Для того, щоб об'єкт працював безвідмовно, він повинен витримувати без пошкоджень та неприпустимих змін вихідних характеристик вплив різноманітних факторів.

Об'єктивні чинники.

До об'єктивних (або зовнішніх) відносяться фактори, зумовлені впливом навколишнього середовища та умов експлуатації об'єкта (впливи температури, вологості, атмосферного тиску, ударів, вібрацій, лінійних та відцентрових перевантажень, електромагнітних та електростатичних полів, радіації, хімічні та біологічні впливи зовнішнього середовища), знос деталей та старіння матеріалів виробу.

Температура. У разі підвищення температури (щодо нормальної) механічні властивості матеріалів конструкцій погіршуються. Для металів та його сплавів ці явища стають помітними при температурах 200-5000 З. Для органічних матеріалів ці температури значно нижче.

Зі зростанням температури зростають діелектричні втрати, зменшуються діелектрична міцність та опір ізоляції, змінюються ємності конденсаторів. При цьому електричний опір металевих проводів зростає, а для напівпровідників зменшується. При низьких температурах зменшується механічна міцність матеріалів виробів, підвищується їхня крихкість. Зміни температури особливо негативно впливають на високоточні прилади та механізми, викликаючи зміни лінійних розмірів деталей. Це призводить до розбалансування гіроскопів, зміни посадочних і установочних розмірів і зазорів, збільшення тертя між деталями. Особливо негативний вплив на характеристики виробів часті та різкі зміни температури навколишнього середовища (наприклад, при зміні висоти польоту такі зміни мають місце в негерметичних відсіках ПС). Конструктивними заходами негативні дії змін температурних умов роботи виробів значно компенсуються. До таких заходів відносяться:

- використання матеріалів з можливо малими температурними коефіцієнтами зміни характеристик (електричного опору, лінійного розширення, магнітної проникності та ін.);

- виготовлення деталей, що сполучаються, з мінімальною різницею коефіцієнтів лінійного розширення; застосування елементів термокомпенсації та термостатування;

- примусове охолодження та обігрів;

- термоізоляція.

Однак у процесі експлуатації потрібно забезпечувати суворий контроль за умовами та режимами роботи бортових виробів АТ.

Підвищена вологість. Волога, постійно що у повітрі атмосфери, істотно впливає працездатність бортового електричного (електронного)

устаткування. Кількість вологи, що міститься у повітрі, оцінюється значеннями абсолютної та відносної вологості.

Абсолютна вологість вимірюється кількістю водяної пари (г/м^3), що міститься в повітрі при даних температурі та тиску. Відношення абсолютної вологості до кількості водяної пари, яка при даній температурі насичує повітря, називається відотною вологістю:

-при великій відносній вологості на поверхні виробу з'являється водяна плівка.

-при тривалому впливі вологи зменшується опір електричної ізоляції, з'являються паразитні електричні зв'язки в електричних схемах, штепсельних роз'ємах; збільшується електрична провідність у повітряних зазорах, що може бути причиною появи іскріння на колекторах електричних машин між контактами комутаційної апаратури; змінюються фізичні властивості матеріалів – їх щільності, температури плавлення, механічна та електрична міцності.

Підвищена вологість збільшує швидкість корозії металевих деталей. Слід зазначити, що корозія металів є наслідком неоднорідності їхньої структури. Структурно чисті метали корозії, зазвичай, не піддаються. Однак, якщо в структурі чистого металу з'являються дрібні осередки вкраплень молекул інших металів, то в результаті різних електрохімічних потенціалів основного металів і домішок, ці речовини утворюють електрохімічний елемент. Волога з розчиненими в ній пиловими частинками утворює електроліт. Джерело електроенергії, що вийшло, створює дуже малі електричні струми, результатом яких і є перетворення матеріалів "електродів" в іржу.

При різкому зниженні температури волога, що накопичилася в тріщинках і зазорах деталей, може стати і порушити цілісність конструкції. Знижений атмосферний тиск негативно впливає на роботу щіточно-колекторних вузлів електричних машин та комутаційної апаратури. Зі зменшенням щільності повітря (на висотах понад 3 км) у не герметичних

електричних виробках виникає тихий іскровий розряд, що порушує нормальну роботу виробу та поступово руйнує матеріали конструкції шляхом електроерозії. Однак на дуже великих висотах (понад 50 км) повітря практично немає, а електрична міцність вакууму велика: вакуум є ідеальним ізолятором.

Пил. В атмосфері міститься завжди значна кількість пилу. Частинки пилу мають дуже малі розміри і в нерухомому повітрі під дією сили тяжіння повільно осідають на будь-яку поверхню. Основна частина пилу має неорганічне походження (кварц, польовий шпат). Органічна частина містить сажу, суперечки рослин тощо.

Пил сприяє збільшенню швидкості зносу поверхонь деталей, що труться. Маючи високу гігроскопічність, пил знижує поверхневий опір ізоляції, що може призвести до її пробою. Основні заходи боротьби з пилом: пиленепроникні корпуси приладів, ефективна вентиляція, систематичне очищення від пилу електроджгутів, електричних розподільних пристроїв, приладів.

Біологічні фактори. Ці чинники істотно негативно впливають на працездатність виробів авіаційної техніки. До цих факторів відносяться грибкові утворення (цвіль та ін), комахи та гризуни.

Грибки та цвілі виділяють продукти життєдіяльності (метаболіти), які складаються переважно з органічних кислот. Останні викликають корозію металів та розкладання діелектриків, знижують механічну міцність та електричні характеристики пластмас. Під дією цвілі руйнуються вироби з дерева, гуми, шкіри та інших матеріалів органічного походження. Деякі види цвілі руйнують алюміній.

Більшість із матеріалів, що застосовуються в авіаційному та радіоелектронному обладнанні, в тій чи іншій мірі є живильним середовищем для цвілі. Заходи боротьби з цвіллю: при виробництві матеріалів - добавка до матеріалу спеціальних протигрибкових інгредієнтів, покриття виробів спеціальними лаками; у процесі експлуатації - регулярне очищення виробів,

створення належних умов зберігання виробів на складах.

Електризація. Під час руху літака щодо повітря відбувається тертя між поверхнями планера та повітрям із зваженими у ньому частинками пилу, снігу, води. Результатом такого тертя є взаємна електризація планера та відповідного повітряного середовища. При цьому планер отримує електричний заряд, величина якого пропорційна кубу швидкості відносного руху:

$$q = kv^3 \text{ де } k - \text{ коефіцієнт пропорційності.}$$

Електризація ПС відбувається також внаслідок індуктивного наведення заряду від заряджених атмосферних об'єктів – хмар, хмар.

При напруженості поля заряду 450 - 600/см відбувається коронний розряд в атмосферу. Якщо на ПС поруч розташовані металеві деталі не мають один з одним електричного контакту, то між такими деталями виникають електричні розряди (іскри), які можуть бути причиною виникнення пожежі вибуху парів палива. Крім того, коронні та іскрові розряди негативно впливають на роботу цифрових обчислювальних пристроїв, радіо та інших електронних виробів.

Для запобігання зазначеним явищам літак повинен бути "металізований": усі металеві деталі (блоки, прилади, люки, кермо тощо) повинні бути електрично об'єднані. Таке об'єднання здійснюється з'єднанням кожної бортової деталі з корпусом літака за допомогою дроту.

З метою виключення коронного розряду в атмосферу за високої напруженості електричного поля заряду, на задніх кромках крила та хвостового оперення встановлюються "стікачі" електричного заряду в атмосферу. Вони нагадують собою пензлик, у якого щітка складається з кількох тонких металевих проводків. Напруженість електричного поля цих проводків значно перевищує напруженість поля заряду великої маси ПС, забезпечуючи цим коронний розряд в атмосферу з віддалених від електронного обладнання місць ПС.

При посадці літака у ньому зберігається значний електростатичний заряд, отриманий у польоті. Дотик людини до такого літака (наприклад, для установки драбини) може призвести до трагічного результату цієї людини. Тому в момент приземлення літака з нього автоматично викидається трос, за яким статичний заряд з літака стікає в землю. Після зарулювання літака на стоянку літак негайно заземляється за допомогою спеціального заземлення.

Знос та старіння. Ці два фактори є функціями головним чином часу. Знос буває механічний та електричний.

Механічний знос є наслідком впливу тертя між поверхнями, що труться, деталей механізмів. При цьому з'являються зазори та деформації у різному виді сполук, руйнування підшипників, биття валів тощо.

Електричне зношування є наслідком протікання електричного струму через контактні пари. Розрізняють два види електричного зношування:

- електричну ерозію поверхонь внаслідок дії електричної іскри або дуги,
- електрохімічну ерозію поверхонь унаслідок електролізу металу.

Електричне зношування викликає відхід параметрів електронних приладів з поля допусків, збільшення витоку конденсаторів, перегорання ниток розжарення ламп світлосигнального обладнання, передчасне спрацювання запобіжників.

Старіння – природний процес зміни фізико-хімічних властивостей матеріалів виробів. При цьому погіршуються робочі характеристики виробів. Фактично, процесами старіння і зносу визначається довговічність цих виробів.

Слід зазначити, що, крім фізичного старіння виробів, існує поняття морального старіння. При цьому виріб за своїми параметрами відповідає вимогам, за якими воно створювалося, але за економічними та іншими показниками воно не відповідає сучасним вимогам.

Механічні навантаження.

Удар. При грубій посадці та при викочуванні літака за межі ВПП, при транспортуванні виробу авіаційної техніки піддаються впливу ударних

перевантажень. При цьому виникають коливання блоків, приладів та інших виробів із загасаючою амплітудою на власних частотах конструкцій, які в їх крихких матеріалах можуть бути причиною утворення тріщин та зламів.

Перевантаження, що впливає на блок під час удару, визначається співвідношенням:

$$J_{yd} = \frac{V}{2gS}$$

де V - миттєва швидкість блоку в момент удару,

S – величина переміщення при ударі, $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – прискорення сили тяжіння.

При грубій посадці літака розрахункове навантаження літака, за якого не повинні виникати пошкодження обладнання, становить (6 - 10)g. Для зменшення впливу удару чутливі щодо нього блоки встановлюються спеціальні амортизатори.

Вібрації. Під час роботи авіадвигунів, електричних, гідравлічних, пневматичних машин виникають вібрації, які особливо великі під час обертання незбалансованих мас. Ці вібрації негативно впливають на електронну апаратуру та прилади, які при цьому піддаються певним знакозмінним механічним навантаженням. Тривала дія великих вібрацій може призвести до накопичення втомних пошкоджень у деталях, появи тріщин, поломок та відмови виробів.

Вібрації характеризуються величиною зміщення S , величиною зміни зміщення в одиницю часу - швидкістю зміщення v_b , прискоренням вібрацій a_b , частотою вібрацій f_b , навантаженням J_b . Величини прискорення та перевантаження визначаються залежностями:

$$a_b = (2\pi f_b S)^2; J_b = \frac{a_b}{g}$$

При технічних розрахунках часто використовується формула

$$J_b \approx \frac{f_b S}{250}$$

Тут S - амплітуда зміщення в мм, частота коливань f_v - Гц.

Механічні навантаження викликають деформації та поломки деталей, ослаблення з'єднань (різьбових, заклепувальних, штепсельних), відгвинчування гвинтів та гайок, довільних переміщень органів налаштувань та управління об'єктами автоматики.

Для зменшення шкідливого впливу вібрацій на блоки бортового обладнання встановлюються останні на амортизовані платформи. Як бортові амортизатори використовуються амортизатори пружинні та гумові. Транспортувальні амортизатори виконуються з пінопласту, скловати, деревної стружки та ін.

Суб'єктивні чинники.

До цих факторів належать фактори, зумовлені дією людини у процесах проектування, виготовлення та експлуатації виробів авіаційної техніки. Відповідно цю групу факторів можна поділити на схемно-конструкторські, виробничі, експлуатаційні.

Схемно-конструктивні фактори визначаються діяльністю

розробника та конструктора при проектуванні. До цих факторів відносяться: ступінь складності вибраних схеми та конструкції виробу, обґрунтованість

вибору режимів роботи, матеріалів та допусків для виробу та його елементів, забезпечення раціональної технологічності процесів виготовлення та експлуатації виробу.

До виробничих факторів відносяться: раціональність вибраних технологічних прийомів обробки деталей, ступінь використання автоматичних засобів виготовлення деталей та їх складання, якість контролю технологічних процесів, якість заводських випробувань, кваліфікація інженерно-технічного та робочого персоналу заводу-виробника.

До експлуатаційних факторів відносяться: кваліфікація інженерно-технічного персоналу організації технічного обслуговування, дотримання інструкцій та посібників з технічної та льотної експлуатації виробів АТ,

якість організації технічного обслуговування АТ, наявність та стан засобів технічного обслуговування.

Статистичні дані для розрахунків

За весь час роботи пульта випробувань ПИ-153 в лабораторії АіРЕО було перевірено 237 блоків ЭП-528Т з них було забраковано за невідповідність нормам технічних параметрів (НТП) 107 блоків. Така кількість відмов характерна тим, що даний блок підлягає перевірці на відповідність (НТП) тільки тоді коли на літаку була відмова підчас перевірки системи кондиціонування і підчас установки на літак якщо потрібно замінити відмовивший блок на новий. Не знімається по формі для перевірки в лабораторії. Оскільки призначений ресурс виробу при встановленні на пасажирських та транспортних літаках:

6000 год нальоту протягом терміну служби 9 років для серії 1

40000 год нальоту протягом терміну служби 20 років для серії 2

Статистичні дані по літаку Ан-74 бортовий № ST-PRB за період з 2010-2020 рік.

1. Напрацювання на 2020 рік склало 7643 годин.
2. Кількість перевірених блоків в лабораторії АіРЕО згідно журналу перевірок 17 шт.
3. Кількість блоків не пройшовших перевірку НТП склала 5шт.
4. Час напрацювання до відмови по кожному із блоків.

Порядковий номер	Час напрацювання до відмови
Блок № 1	2121 год.
Блок № 2	2907 год.
Блок № 3	3823 год.
Блок № 4	7035 год.
Блок № 5	7035 год.

Таблиця з відмов в залежності від параметру перевірки.

Параметер перевірки	Кількість блоків
1. Розрахунок для точки балансу і зони нечутливості контуру Т.	10
2. Коефіцієнт зворотного зв'язку «Кос» для «Кос 200»; «Кос 90»; «Кос 40»; «Кос 18»; «Кос 8».	19
3. Перевірка постійної часу зворотного зв'язку.	7
4. Перевірка точки балансу контуру К для «К-1»; «К-2.35»; «К-9».	20
5. Перевірка зони нечутливості контуру К для «К-1»; «К-2.35»; «К-9».	11
6. Перевірка інтегратора.	12
7. Перевірка обмежувача.	12
8. Перевірка вбудованого контролю.	9
9. Перевірка мосту корекції.	7

РОЗДІЛ №4

ОБРОБКА СТАТИСТИЧНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ З ВІДМОВ ТА НЕСПРАВНОСТЕЙ БЛОКУ УПРАВЛІННЯ ЄП-528Т

4.1 Розрахунок статистичних параметрів надійності.

Розрахунок ймовірності відмови блоку на об'єкті.

$$\bar{Q}(t) = \frac{n(t)}{N_0} = \frac{5}{7643} = 0,0006541$$

Розрахунок безвідмовної роботи

$$\bar{P}(t) = 1 - \frac{n(t)}{N_0} = 1 - \frac{5}{7643} = 0,99$$

Розрахунок середнього напрацювання до відмови

$$T_0 = \frac{\sum_{i=1}^N T_i}{N} = \frac{2121+2907+3823+7035+7035}{5} = 4584 \text{ год.}$$

Розрахунок середньоквадратичної відхилення за рівнянням

$$\begin{aligned} \sigma &= \sqrt{D(t)} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (T_i - T_0)^2}{N - 1}} \\ \sigma &= \sqrt{\frac{(2121 - 4584)^2 + (2907 - 4584)^2 + (3823 - 4584)^2 + (7035 - 4584)^2 + (7035 - 4584)^2}{5}} \\ &= \sqrt{\frac{(-2463)^2 + (-1677)^2 + (-761)^2 + 2451^2 + 2451^2}{5}} \\ &= \sqrt{\frac{2556983}{5}} = \sqrt{511396} = 715 \text{ год.} \end{aligned}$$

Щоб краще зрозуміти фізичний сенс параметру σ , повернімося до попереднього розрахунку, збільшивши неоднорідність блоків за напрацюванням до відмови. Отже напрацювання до граничного стану для

першого блоку T_1 зменшим на 100 год., а п'ятого блоку T_5 збільшим на 100 год.

$$T_0 = \frac{\sum_{i=1}^N T_i}{N} = \frac{2021+2907+3823+7035+7135}{5} = 4584 \text{ год.}$$

Отже середня довговічність цих п'яти блоків залишилась такою як і при першому розрахунку $T_0 = 4584$ год. А середньоквадратичне відхилення σ , що характеризує неоднорідність блоків, повинно змінитись в порівнянні з першим прикладом:

$$\begin{aligned} \sigma &= \sqrt{D(t)} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (T_i - T_0)^2}{N - 1}} \\ \sigma &= \sqrt{\frac{(2121 - 4584)^2 + (2907 - 4584)^2 + (3823 - 4584)^2 + (7035 - 4584)^2 + (7035 - 4584)^2}{5}} = \\ &= \sqrt{\frac{(-2563)^2 + (-1677)^2 + (-761)^2 + 2451^2 + 2551^2}{5}} = \\ &= \sqrt{\frac{2554583}{5}} = \sqrt{510916.6} = 714 \text{ год.} \end{aligned}$$

Величина σ зменшилась на 1 год.

Головною числовою характеристикою закону розподілу прийнято вважати його коефіцієнт варіації $V = \frac{\sigma}{T_0}$, що характеризує відносний розподіл напрацювання до відмови (відносно середнього значення).

В нашому випадку коефіцієнт варіації має вигляд:

$$V_1 = \frac{\sigma}{T_0} = \frac{715}{4584} = 0,155977$$

$$V_2 = \frac{\sigma}{T_0} = \frac{714}{4584} = 0,155759$$

4.2 Розробка та обґрунтування пропозицій щодо покращення та модернізації технології перевірки блоку управління ЭП-528Т.

Пропозиція контролю параметрів блоку управління за допомогою осцилографа.

Для перевірки і контролю за допомогою осцилографа пропоную визначати не тільки параметри опору, а й контролювати параметр імпульсного сигналу. Оскільки загорання ламп (Л3,Л4 «Холоднее ИМ» і Л5,Л6 «Теплее ИМ») Рис.4.1. не дають достатньої інформації, а лише сигналізують про наявність імпульсного сигналу.

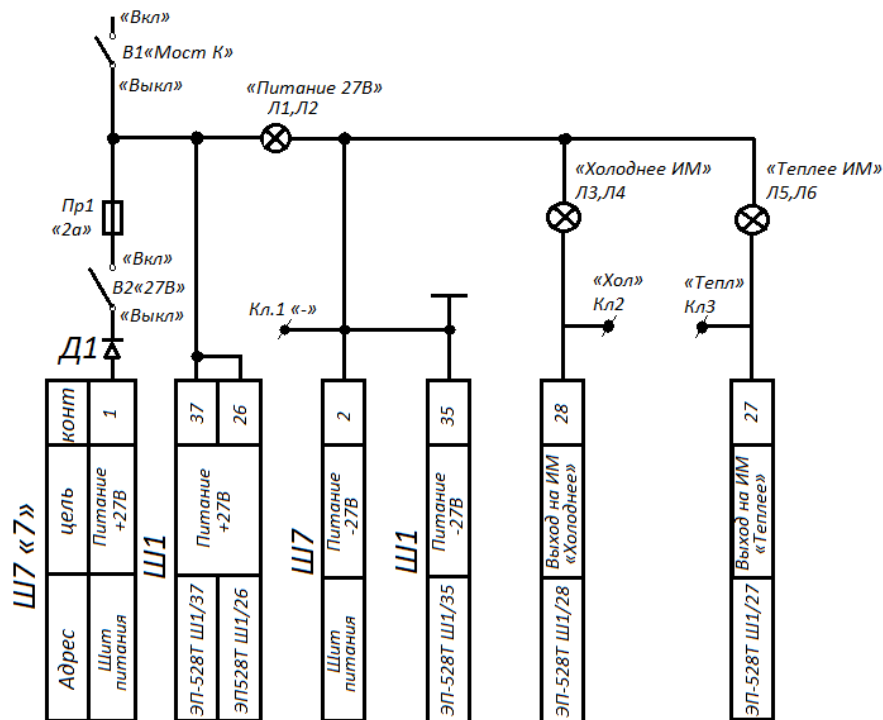


Рис.4.1. Частина електричної схеми пульта випробувань.

Пропоную визначати параметри імпульсного сигналу підчас перевірки параметрів коефіцієнту зворотного зв'язку, оскільки підчас перевірки даного параметру згідно стандартної технології перевірки визначаються значення опору. Який повинен бути щоб блок управління видав сигнал на електромеханізм керування заслінкою.

Пропозиції щодо вдосконалення технології Перевірка параметру імпульсного сигналу.

Для паралельної перевірки і контролю імпульсного сигналу, під час перевірки параметру коефіцієнту зворотного зв'язку для значень («Кос 200»; «Кос 90»; «Кос 40»; «Кос 18»; «Кос 8») що імітують значення «Холоднее ИМ» пропоную використувувати таку схему підключення Рис 4.2.

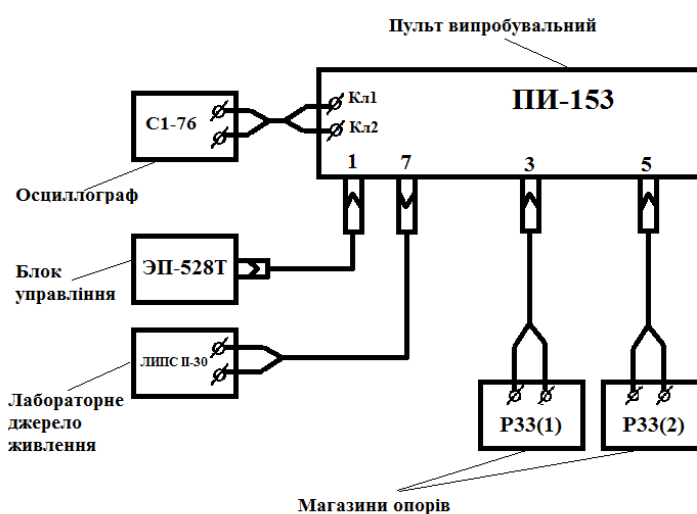


Рис.4.2. Схема підключення приладів для перевірки.

Для перевірки параметру коефіцієнту зворотного зв'язку для значень («Кос 200»; «Кос 90»; «Кос 40»; «Кос 18»; «Кос 8») що імітують значення «Теплее ИМ» пропоную використувувати таку схему підключення (Рис 4.3).

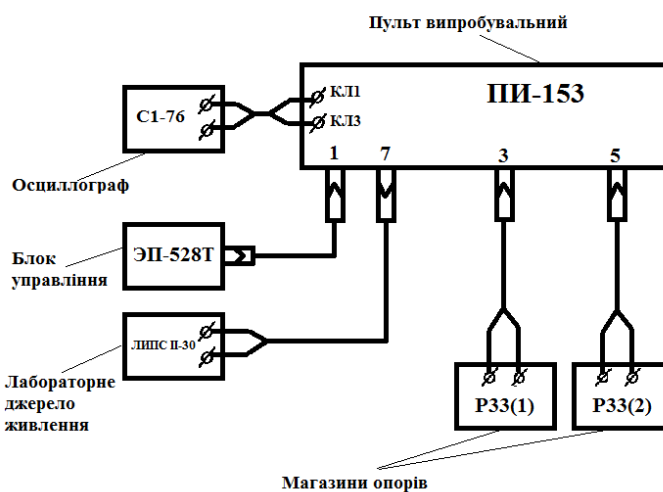


Рис.4.3. Схема підключення приладів для перевірки.

Обґрунтування даного покращення перевірки

Згідно даних журналу перевірок в лабораторії, блоки управління доволі часто проходять перевірку в лабораторії АіРЕО, так даний метод перевірки дає можливість більш краще проконтролювати напрацювання на відмову.

Оскільки зменшення амплітуди імпульсного сигналу та його нерівномірність можуть говорити що в блоці з'явилися елементи які втрачають свої характеристики. Гадаю що дане прогнозування відмов є кращим методом підтримки роботи літака, ніж фактична відмова блоку управління під час польоту.

Хоч система і має ручне керування і подвійне резервування, але вийшовши з ладу блок автоматики, вже потребуватиме додаткової уваги пілота по контролю температури в кабінах. Що з часом може викликати додаткове розсіювання уваги за контролем основних параметрів польоту.

Якщо перевірку імпульсного сигналу розглядати з точки зору моделі Рісона, то дана паралельна перевірка може виступити гарним захисним шаром в системі. Тим самим покращити якість перевірок в лабораторії на невідповідність нормам технічних параметрів.

ВИСНОВКИ

В даній дипломній роботі проаналізовано роботу блоку управління ЕП-528Т на літаку в реальних умовах експлуатації та розроблені пропозиції щодо вдосконалення його перевірки на лабораторному стенді. Що дає можливість порівняти характеристики блоку з теоретичними даними, які використовувались під час проектування даного блоку управління.

Згідно отриманих даних параметрів надійності. Блок управління відповідає надійності що вказана в паспорті на агрегат. Але дана надійність залежить від серії даного блоку, оскільки для серії №1 6000 год. нальоту, а для серії №2 40000 год. Також суттєвим недоліком блоку є його не ремонтпридатність. А суттєвим достоїнством є його довга безвідмовна робота.

Даний блок знаходить широке застосування не тільки на літаках з аналоговими приладами а й на літаках де впроваджуються цифрова кабіна. Зокрема на розглянутому Ан-140, застосування даного блоку управління говорить про його надійність в експлуатації. Оскільки сам літак є відносно новим і мало серійним.

В цілому система кондиціонування повітря РТА-36 отримала широке застосування на літаках і вертольотах зокрема на: Ту-134; Ан-140; Ми-24; Ан-32; Як-42; Ил-114; Ил-76; Ан-72/74. В більшості за свою простоту і можливість використання на різних температурних діапазонах. Тому її цілком можна назвати універсальною системою кондиціонування повітря.

Список використаних джерел

1. Самолет Ан-72-100. Руководство по летной эксплуатации
72.26.0000.000.000 РЛЭ
2. Самолет Ан-72-100. Руководство по технической эксплуатации
72.26.0000.000.000 РЭ
3. Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-74-200,
74.00.0000.000.000 РЛЭ
4. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-74-200,
72.26.0000.000.000 РЭ
5. Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-140
140.00.0000.000.000 РЛЭ
6. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-140
140.00.0000.000.000 РЭ
7. Антонова Н.В., Шустров Ю.М. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха. М.: Машиностроение, 2006. — 384 с.
8. Руководство по технической эксплуатации РТА-36Т, 1976.
9. Технологические указания по выполнению регламентных работ и проверке на соответствие нормам основных технических параметров регулятора температуры автоматического «РТА-36Т»
10. В. Ю. Чернов, В. Г. Никитин, Ю. П. Иванов. Надежность авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. Учебное пособие. Санкт-Петербург 2004. 96 с.
11. Когге Ю. К., Майский Р. А. Основы надежности авиационной техники: Учебник для студентов авиационных техникумов: Машиностроение, 1993. — 176 с.
12. Константинов В.Д., Марасанов Л.О. Основы технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно навигационных комплексов: учебное пособие. — М.: МГТУ ГА, 2017. — 52 с.