

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

Бадах В. М.

“___” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження системи автоматичного регулювання тиску в гермокабіні середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 35-40 т»

Виконавець: студент 2-го курсу Безпалій Дмитро Віталійович

_____ (підпис)

Керівник: к.т.н., доц. Макаренко Руслан Олексійович

_____ (підпис)

Консультанти з розділів:

Охорона праці: к.т.н., доцент, Казанець Віталій Іванович

_____ (підпис)

Охорона навколишнього

середовища: д.т.н., проф., Фролов Валерій Федорович

_____ (підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович

_____ (підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут Аерокосмічний факультет
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Магістр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Бадах В. М.
“ ” 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Безпалого Дмитра Віталійовича

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження системи автоматичного регулювання тиску в гермокабіні середньомагістрального пасажирського літака злітною масою 35-40 тон
Затвердження наказом ректора від “ ” 2020р. №
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: пасажирський середньомагістральний літак злітною масою 39 т., високоплан з класичним розміщенням оперення, робоча рідина НГЖ-5У, робочий тиск рідини – 21 МПа.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висувуються до систем автоматичного регулювання тиску; опис призначення та принципу роботи проектованої системи;
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення загального вигляду літака, структурна схема проектованої системи літака.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Пошук необхідних даних	08.10.-20.10.2020	
4.	Аналіз існуючих систем	21.10 - 27.10.2020	
5.	Розробка та дослідження системи	27.10 - 15.11.2020	
6.	Розробка та дослідження	15.11 - 30.11.2020	
7.	Аналіз	1.12 - 6.12.2020	
8.	Аналіз впливу	6.12 - 15.12.2020	
9.	Підведення підсумків	16.12 - 21.12.202	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	23.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Фролов В.Ф.		
4. Охорона праці	Казанець В.І.		

Дата видачі завдання “___” _____ 2020 р.

Керівник: _____ Макаренко Р.О.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Безпалій Д.В.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему «Розробка та дослідження системи автоматичного регулювання тиску в гермокабіні середньомагістрального пасажирського літака злітною масою 35-40 тон»: 140 сторінок, 42 рисунка, 10 таблиць, 12 використаних джерел, 18 додатків.

АВТОМАТИЧНЕ РЕГЛЮВАННЯ ТИСКУ, ЛІТАК, ПРОЕКТУВАННЯ, РОЗРОБКА, МЕТОДИКА.

Об'єкт дослідження – випускний клапан САРТ із електродистанційним керуванням.

Предмет дослідження – характеристики системи автоматичного регулювання тиску.

Мета дипломної роботи – розробка цифрової електронної системи регулювання тиску повітря в гермокабіні для середньомагістрального літака, яка задовольняє вимоги діючих стандартів.

Практичне значення дипломної роботи полягає у розробці методики, котра може бути застосована як у практичних цілях, так і у процесі підготовки спеціалістівгалузі авіаційної та ракетно-космічної техніки.

При проектуванні і споруді пасажирських літаків важливе місце займає проблема забезпечення в кабінах необхідних умов життєдіяльності пасажирів і екіпажа. Рішення цієї проблеми в першу чергу пов'язано із створенням ефективної системи висотного устаткування.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ГК – герметична кабіна

ЕЕТ – еквівалентно-ефективна температура

ЛА – літальний апарат

САРТ – система автоматичного регулювання тиску

СКП – система кондиціонування повітря

ЗМІСТ

ВСТУП.....	9
Фізіологічні особливості людини при польотах на великих висотах	9
Основні фізіолого-гігієнічні вимоги, що пред'являються до умов в кабінах пасажирських літаків.....	11
РОЗДІЛ 1 ОСНОВНА ЧАСТИНА	16
1.1. Характерні схеми висотного устаткування пасажирських літаків	16
1.2. Герметичні кабіни.....	17
1.2.1. Схеми і типи герметичних кабін (ГК)	17
1.2.2. Загальні вимоги до герметичності кабін пасажирських літаків	19
1.2.3. Особливості витоку повітря з герметичних кабін літаків	20
1.2.4. Способи регулювання тиску повітря в ГК.....	21
1.2.5. Джерела наддуву ГК	22
1.2.6. Захисні пристрої ГК	25
1.2.7. Мережеві регулятори тиску.....	26
1.3. Типи САРТ	29
1.4. Система автоматичного регулювання тиску середньомагістрального пасажирського літака	31
1.4.1. Опис системи	31
1.4.2. Робота системи	33
1.4.3. Індикація і сигналізація системи.....	40
1.4.4. Забезпечення безпеки системи.....	45
1.4.5. Опис елементів системи.....	48
1.4.6. Контроль системи.....	51
1.4.7. Принципи обслуговування	54
1.4.8. Кваліфікаційні випробування.....	54

1.4.9. Надійність системи і її елементів.....	55
1.4.10. Маса системи і її елементів	55
РОЗДІЛ 2 НАУКОВО-ДОСЛІДНА ЧАСТИНА	57
2.1. Регулятори тиску повітря в ГК.....	57
2.1.1. Можливі способи регулювання тиску в кабіні	57
2.1.2. Об'єкти випробувань.....	59
2.1.3. Мета акустичних вимірів, зроблених на випускному клапані САРТ..	61
2.2 Методика випробування	61
2.2.1. Діючі стандарти на випробування	62
2.2.2 Визначення	63
2.3 Стендові дослідження	65
2.3.1.Опис іспитового стенда.....	65
2.3.2 Вимір акустичного тиску	66
2.3.3.Умови випробувань – характеристики стенда САРТ	68
2.4 Програма випробувань.....	70
2.5 Аналіз результату	82
2.6 Висновки.....	83
РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	89
3.1.Екологічна небезпека експлуатації повітряних суден	89
3.1.1.Забруднення атмосферного повітря повітряними судами.....	89
3.1.2. Забруднення аеропорту під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем	92
3.1.3. Джерела шуму, інфразвуку і звукового удару при авіатранспортних процесах та їх вплив на людину та навколишнє середовище	94
3.1.4.Джерела та вплив електромагнітних полів на людину	98

3.2.Розрахунок контрольного параметру емісії двигуна і перевірка відповідності його характеристик вимогам ІКАО	100
3.3.Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів	105
РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	110
4.1. Перелік виробничих чинників що діють у робочій зоні.....	110
4.2. Технічні та організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних і шкідливих виробничих чинників.....	111
4.3. Розрахунок освітлення цеху при зборці системи автоматичного регулювання тиску	112
4.4. Пожежна й вибухова безпека в робочій зоні технічного обслуговування ПС	113
4.5. Основні правила техніки безпеки, пожежної і вибухової безпеки	115
ВИСНОВКИ.....	119
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	120
ДОДАТОК А: ЗАГАЛЬНІ ВИМОГИ ДО САРТ.....	121
ДОДАТОК В: НАЗЕМНА/ПОЛЬОТНА ПРОГРАМИ РОБОТИ СИСТЕМИ.....	124
ДОДАТОК С: ЕЛЕМЕНТИ САРТ	130
ДОДАТОК D: КРЕСЛЕННЯ	139

ВСТУП

Проблема освоєння великих висот в першу чергу пов'язана з впливом навколишнього середовища і специфічних умов польоту на організм людини. При створенні висотного устаткування і герметичних кабін пасажирських літальних апаратів фізіологічно-гігієнічні вимоги тісно переплітаються з інженерно-технічними задачами.

При проектуванні пасажирських літаків важливе місце займає проблема забезпечення в кабінах необхідних умов життєдіяльності пасажирів і екіпажа. Вирішення цієї проблеми в першу чергу пов'язано із створенням ефективної системи висотного устаткування.

Значне підвищення вимог до якості автоматичного регулювання тиску в кабінах в зв'язку з різким збільшенням обсягу пасажирських перевезень, пасажировмісності літаків, тривалості польотів і застосуванням на літаках потужних двигунів обумовило розробку й застосування електропневматичних й електричних систем регулювання тиску.

Подальший розвиток й вдосконалення САРТ супроводжується широким використанням електронних засобів.

Разом з тим, за останні роки намітилася тенденція переходу від аналогових керуючих пристроїв до цифрових засобів керування. Розвиток елементної бази (збільшення швидкодії, об'єму пам'яті, ступеня інтеграції й надійності) обумовлює поширення тенденції практично на всі бортові системи автоматики. Перехід на цифрове керування дозволяє очікувати поліпшення як вагових характеристик агрегатів і ліній зв'язків, так і показників експлуатаційної технологічності.

Фізіологічні особливості людини при польотах на великих висотах

Для підтримки життя людини необхідний кисень, який міститься в навколишньому повітрі.

Кисень поступає по дихальних шляхах в легені людини і далі розноситься кров'ю по всьому тілу. В результаті обміну речовин, що супроводиться окислювальними процесами, в клітках організму і в крові відбувається постійне утворення вуглекислоти і витрачання кисню.

Легені разом з серцево-судинною системою забезпечують своєчасну доставку в організм кисню і видалення з нього вуглекислоти. Повітря, вдихаємий людиною, спочатку поступає до легеневих пухирців (альвеол). Тонкі стінки альвеол, завтовшки 3–4 мкм, обвиті густою сіттю капілярних кровоносних судин. Через ці стінки по законах дифузії відбувається газообмін між легенями і кров'ю: з легень в кров переходить кисень, а з крові в легені – вуглекислота.

В звичайних умовах доросла людина робить 15–18 вдихів в хвилину, вбираючи в себе при кожному нормальному вдиху близько 0,5–0,6 л повітря. Зі всієї кількості кисню, що потрапляє в легені, організмом засвоюється близько 20%, решта кисню віддається назад в атмосферу з повітрям, що видихається.

Якщо при одному вдиху в легені поступає об'єм повітря, рівний v_l , а число циклів дихання (вдих і видих) за одну хвилину складає N_D , то легенева вентиляція V_l визначається формулою:

$$V_l = N_D \cdot v_l \quad (1.1)$$

Залежність легеневої вентиляції людини від інтенсивності фізичного навантаження приведена в табл. 1.1.

Таблиця 1.1

Стан людини	Легенева вентиляція л/хв	Поглинання O_2 , л/год	Виділення організмом H_2O , г/год
Спокій	7,5	15	35
Робота сер. інтенсивності	25	25	50
Важка робота	45	50	75

Основним чинником, що визначає дифузійну швидкість кисню з альвеолярного повітря в кров, є парціальний тиск кисню. Процес дифузії відбуватиметься лише тоді, коли

парціальний тиск кисню в альвеолах буде більше парціального тиску кисню в крові. Для видалення з організму вуглекислого газу необхідно, щоб співвідношення його парціальних тиску в альвеолах і крові було зворотним.

Парціальний тиск газу p_2 в повітрі визначається за законом Дальтона:

$$p_{\Gamma} = \frac{p_{\text{H}} \Gamma}{100}, \quad (1.2)$$

де Γ – процентний вміст газу в повітрі.

Таблиця 1.2

Складові	P_{O_2} , мм рт. ст.	P_{CO_2} , мм рт. ст.
Атмосферне повітря	159	0,23
Альвеолярне повітря	105–110	40
Венозна кров	60	45–50
Артеріальна кров	100	40

Таким чином, якщо відомі значення p_{H} і Γ , то завжди можна знайти і величину p_2 .

Значення величин парціального тиску основних газів в альвеолярному повітрі для наземних умов приведені в табл. 1.2.

Основні фізіолого-гігієнічні вимоги, що пред'являються до умов в кабінах пасажирських літаків

Нормальні умови для пасажирів і екіпажа літака будуть створені тільки при певних значеннях тиску, температури, вологості і швидкості руху повітря в кабінах, що відповідають фізіолого-гігієнічним вимогам.

Абсолютний тиск повітря. Найзручнішим була б підтримка в кабінах в межах 700–760 мм рт. ст. Проте технічно це не завжди доцільно, оскільки пов'язано із значним збільшенням ваги фюзеляжу літака.

На підставі численних фізіологічних досліджень в даний час у вітчизняних і зарубіжних нормах прийнято, що абсолютний тиск повітря в кабінах на найбільшій

висоті крейсерського польоту, не повинний бути нижчим 567 мм рт. ст. При цьому значенні парціальний тиск кисню складає 119 мм рт. ст.

Обмеження, що накладаються на величину *швидкості зміни тиску* повітря в кабіні, обумовлюються, в першу чергу, процесами вирівнювання тиску в порожнині середнього вуха людини. В даний час вважається, що швидкість зміни тиску в кабіні по абсолютній величині повинна бути порядку 0,18 мм рт. ст. за секунду на всіх етапах польоту літака при зміні режиму роботи двигунів і т.д.

Температурні умови в кабінах літаків не повинні відрізнятися від звичних умов, характерних для житлових приміщень. Оптимальна середня температура повітря повинна підтримуватися в межах $20 \pm 2^\circ\text{C}$. Нерівномірність розподілу температури повітря по кабіні не повинна перевищувати 3°C по довжині, 2°C – по висоті і ширині. Температура огорож не повинна відрізнятися від температури повітря більш, ніж на $3\text{--}5^\circ\text{C}$.

Існуючі вимоги передбачають, щоб в холодну пору року вказані значення температури повітря в кабінах забезпечувалися з моменту посадки пасажирів в літак і підтримувалися на всіх етапах польоту до приземлення.

В жарку пору року у момент посадки пасажирів в літак середня температура повітря в кабінах повинна бути нижчою за температуру зовнішнього повітря на $10\text{--}8^\circ\text{C}$ (але не менш 20°C). З цією метою на літаку повинна бути забезпечений можливість обігріву і охолодження кабін на землі при непрацюючих двигунах за допомогою наземних кондиціонерів або бортових допоміжних силових установок (ДСУ). Окрім цього, необхідно, щоб протягом всього періоду перебування пасажирів в літаку, включаючи і підготовку до вильоту, в кабіні забезпечувалися вказані температурні умови шляхом подачі в неї нагрітого або охолодженого повітря від бортової системи.

Відносна вологість повітря для сталого польоту на крейсерській висоті в кабіні екіпажа повинна бути в межах $40\text{--}60\%$. В кабіні пасажирів можна допускати більш низьке значення відносної вологості до 20% .

В даний час для пасажирських літаків прийнято визначати сумарну витрату повітря, що подається в кабіну, виходячи з кількості повітря, що доводиться на одну людину. В середньому ця величина складає 35 кг/год. Таким чином

$$G_{год} \approx 35n \text{ кг/год,}$$

де n – число пасажирів і членів екіпажа.

Швидкість руху повітря в кабіні згідно існуючим нормативам не повинна перевищувати 0,4 м/с.

Особливі вимоги пред'являються відносно чистоти повітря, яке подається в кабіни, воно не повинне містити пилу, погано пахнучих речовин і шкідливих домішок.

Для шкідливих домішок встановлені наступні граничні концентрації:

для окислу вуглецю 0,02 мг/л;

для продуктів розкладання палива і масла 0,0002 мг/л;

для пари палива 0,3 мг/л.

Оптимальна концентрація вуглекислого газу в повітрі кабіни не повинна перевищувати 0,1%. Проте в окремих випадках допускається підвищення змісту CO₂ до 1%.

Рівень шуму є однією з найважливіших характеристик умов в герметичній кабіні. Рівень шуму L визначається в децибелах (дБ) по формулі:

$$L = 20 \lg \frac{p_{\text{звук}}}{p_{\text{звук.пор}}}, \quad (1.6)$$

де $p_{\text{звук.пор}}$ – звуковий тиск на порозі чутності, рівний $2 \cdot 10^{-4}$ бар;

$p_{\text{звук}}$ – звуковий тиск, що вимірюється, в бар. В даний час для пасажирських літаків загальний рівень шуму не повинен перевищувати 90 дБ.

Вимоги, що пред'являються до висотного устаткування

Висотне устаткування повинне задовольняти ряду технічних вимог, які можна класифікувати наступним чином.

Функціональні вимоги, необхідні номінальні значення фізіолого-гігієнічних норм параметрів повітря, що містять, в ГК з вказівкою допустимих відхилень (фізіолого-гігієнічні нормативи були перераховані вище).

Фізико-технічні вимоги. Ця група вимог враховує реальні умови застосування агрегатів висотного устаткування на літаку. Зокрема, підкреслюється, що всі елементи устаткування повинні бути працездатними:

- а) в діапазоні температур від -60 до $+80^{\circ}\text{C}$, а деякі з них – і при температурах більш $+80^{\circ}\text{C}$;
- б) при відносній вологості повітря 95–100%;
- в) при вібраціях з частотою від 5 до 300 Гц і більш з амплітудою, при якій тривалі перевантаження можуть досягати $4g$, а короткочасні – $10g$.

Якщо окремі агрегати розміщені на літаку зовні герметичної частини фюзеляжу, то вони повинні бути працездатні три атмосферному тиску, рівному тиску на найбільшій крейсерській висоті польоту, аж до робочої стелі.

Весь комплекс висотного устаткування повинен бути тропікостіким, зберігати свої параметри в межах встановлених допусків після дії ударних перевантажень.

Крім того, можуть указуватися різні ДСТУ, нормалі і інші документи, обов'язкові для виконання.

Експлуатаційні вимоги. Вказана група вимог визначає надійність роботи, розміщення і зручність обслуговування устаткування як на землі, так і у польоті. До них в першу чергу відносяться:

- а) раціональне розміщення всього устаткування на літаку, що забезпечує легкий доступ і простоту обслуговування, демонтаж і установку, зручність користування у польоті;
- б) забезпечення плавучості літака при вимушеній посадці на воду шляхом автоматичного закриття всіх випускних і запобіжних клапанів системи регулювання тиску;
- в) автоматизація всіх процесів регулювання заданих фізіолого-гігієнічних параметрів з одночасним забезпеченням дубльованого ручного (дистанційного) керування;

г) надійність і довговічність всіх систем і окремих агрегатів, можливість їх резервування і дублювання;

д) гарантійний і загальнотехнічний ресурси елементів систем, а також міжремонтний термін служби, який повинен бути рівний міжремонтному терміну служби планера літака;

е) можливість того або іншого виду безперервного контролю за працездатністю окремих агрегатів і систем в цілому;

ж) необхідність установки контрольно-виміральної апаратури і приладів для контролю і керування висотним устаткуванням;

з) взаємозамінність окремих агрегатів;

і) періодичність технічного обслуговування елементів висотного устаткування,

При цьому необхідно, щоб при технічному обслуговуванні висотного устаткування була зведена до мінімуму необхідність зняття агрегатів для перевірки їх працездатності, а сама перевірка здійснювалася в основному або візуально, або за допомогою штатних бортових контрольних приладів.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Характерні схеми висотного устаткування пасажирських літаків

Можливі схеми систем висотного устаткування пасажирських літаків принципово можна розділити на три групи:

- 1) системи відкритого типу;
- 2) рециркуляційні системи замкнутого типу;
- 3) комбіновані системи.

На сучасних пасажирських літаках застосовуються тільки системи першої і третьої груп.

Коротко зупинимося на особливостях цих систем.

1. Системи відкритого типу

Названі системи характеризуються тим, що атмосферне повітря стискається в кабінному нагнітачі або компресорі двигуна, поступає в кабінку і знову викидається через регулятор тиску в атмосферу. Шкідливі домішки в системах віддаляються шляхом заміни забрудненого повітря свіжим, що подається в кабінку з джерел наддуву. Необхідний парціальний тиск кисню автоматично підтримується за рахунок створення в кабінці відповідного абсолютного тиску.

Задані температурні і вологісні умови в кабінці підтримуються шляхом подачі в кабінку повітря з певною температурою і зволоження його в системі кондиціонування.

2. Рециркуляційні, системи замкнутого типу

Дані системи характеризуються тим, що в них повітря з кабінки відводиться в рециркуляційну лінію, де воно очищується і регенерується, а потім знову подається в кабінку. Шкідливі домішки видаляються із процесу руху повітря через фільтри і хімічні поглиначі.

Парціальний тиск кисню підтримується в необхідних межах шляхом створення в кабінці відповідного наддуву при подачі газу від балонів або газифікації. При цьому

витрати додаткового газу, необхідного для створення оптимального тиску, порівняно невеликі, оскільки забезпечується лише компенсація витоку повітря з кабіни.

Вологість повітря в кабіні підтримується за рахунок осушення або зволоження його у відповідних пристроях, а задані температурні умови в кабіні— шляхом охолодження або нагріву повітря, що проходить по рециркуляційній лінії.

Для створення потоку повітря по рециркуляційній лінії в системі передбачаються нагнітачі або вентилятори.

3. Комбіновані системи

Системи третьої групи є сукупністю перших двох типів систем, хоча такі елементи замкнутої системи як фільтри, осушувачі і поглиначі можуть не застосовуватися. При цьому на окремих режимах польоту можуть працювати обидві системи одночасно або одна з них.

1.2. Герметичні кабіни

Найважливішими елементами системи регулювання тиску є ГК, джерела наддуву і регулятори тиску.

1.2.1. Схеми і типи герметичних кабін (ГК)

Форма і розміщення ГК визначаються типом і призначенням ЛА (рис. 1.1).

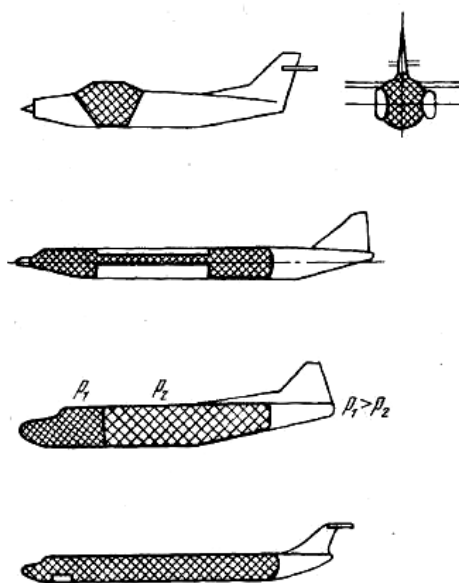


Рис. 1.1. Схеми розташування фюзеляжної ГК на різних літаках

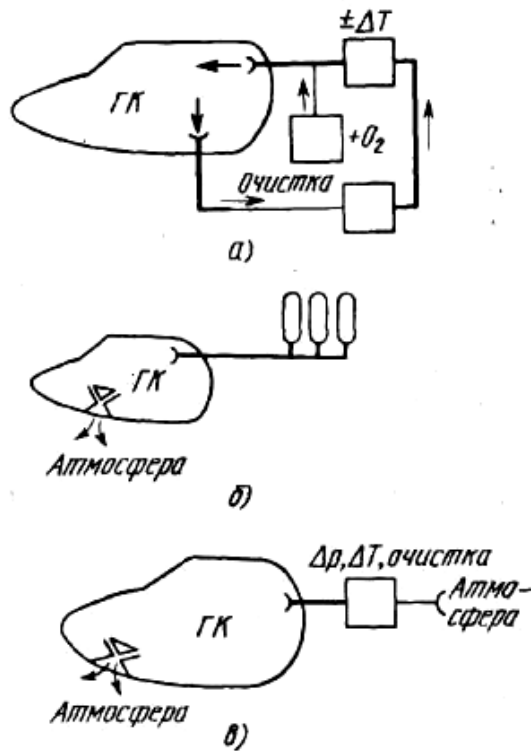


Рис. 1.2. Схеми вентиляції і наддуву герметичних кабін

За способом живлення ГК можуть бути *автономними*, коли все необхідне для створення мікроклімату в них знаходиться на борту ЛА:

а) з системою регенерації, яка проводить очищення повітря, його підігрів або охолодження, збагачення киснем і підтримка вологості (рис. 1.2, а);

б) з кризною вентиляцією з бортових балонів (рис. 1.2, б) і *неавтономними (атмосферними)*, оскільки вентиляються повітрям навколишнього середовища (рис. 1.2, в).

Більшість сучасних літаків має атмосферні ГК. Автономні ГК використовуються на космічних кораблях, ракетопланах і на деяких спеціальних літаках (наприклад, літаках сільськогосподарської авіації для роботи з отрутохімікатами).

Кабіни на вертольотах як пасажирські, так і для екіпажа звичайно негерметичні, облаштовуються системами вентиляції і опалювання, а на вертольотах, призначених для експлуатації в районах з жарким кліматом, – системами кондиціонування повітря. Герметизуються кабіни вертольотів спеціального призначення (наприклад, сільськогосподарських), при цьому необхідний надмірний тиск підтримується за допомогою регуляторів тиску, подібних літаковим.

Найважливіші вимоги до ГК – герметичність її оболонки, місць введення всіх комунікацій, люків, ліхтарів і т.п.

1.2.2. Загальні вимоги до герметичності кабін пасажирських літаків

Герметичні кабіни сучасних пасажирських літаків можуть бути названі так лише умовно, оскільки з них при внутрішньому надмірному тиску безперервно витікає повітря через різного роду нещільності, щілини і отвору. Герметична кабіна вважається придатною до експлуатації, якщо витік повітря з неї при певному надмірному тиску не перевершує деякої максимально допустимої величини, що характеризує ступінь герметичності кабіни. З підвищенням ступеня герметичності кабіни зростають маса її конструкції, складність виготовлення, а отже, і вартість виробництва, тому деякий витік повітря з кабіни, не знижуюча безпеки польоту, є цілком виправданим і допустимим.

Допустиму величину витоку повітря з кабіни встановлюють, виходячи з таких міркувань:

1) в нормальних умовах польоту кількість витікаючого з кабіни повітря через різну нещільність не повинна перевершувати мінімальної подачі його, що розташовується, від джерела наддуву. Ця вимога обумовлюється необхідністю підтримки в кабіні заданого надмірного тиску;

2) у разі припинення подачі повітря в кабіну (відмова системи наддуву і ін.) повинне бути забезпечено зниження літака з допустимою вертикальною швидкістю на безпечну висоту при збереженні хоча б мінімально необхідного надмірного тиску в кабіні. Вказана вимога диктується необхідністю збереження життя пасажирів, працездатності екіпажа і може бути виконаний в тому випадку, якщо падіння тиску в кабіні в результаті витоку відбуватиметься порівняно поволі. При цьому швидкість падіння тиску в кабіні у міру зниження літака повинна бути такою, щоб надмірний тиск в кабіні зменшився до нуля лише до моменту досягнення безпечної висоти 4 км, якщо пасажирів і екіпаж не користуються киснево-дихальною апаратурою, і 7–8 км, якщо на літаку використовуються кисневі прилади.

Чим більше висота польоту літака і чим нижче вибрана безпечна висота, тим менше повинна бути допустима величина витоку повітря, який звичайно задається в

кг/год з розрахунку на 1 м^3 об'єму кабіни.

Для атмосферних герметичних кабін при об'ємі кабіни до 10 м^3 допустима в наземних умовах величина витоку приймається рівній $6\text{--}12 \text{ кг/год-м}^3$, при більшому об'ємі кабіни – порядку $2\text{--}3 \text{ кг/год-м}^3$.

1.2.3. Особливості витоку повітря з герметичних кабін літаків

Герметичними кабінами (ГК) пасажирських літаків є, як правило, герметичний об'єм одноємності. Проте в загальному випадку ГК можна розглядати тими, що складаються з декількох що сполучаються один з одним відсіків. Не аналізуючи всіх можливих причин розподілу герметичної кабіни на відсіки, що з'єднуються між собою, можна відзначити, що секціонування кабін вже мало місце на деяких літаках, хоча і не отримало розповсюдження. Далі, розподіл ГК на відсіки, очевидно, матиме місце на гіперзвукових літальних апаратах, орбітальних космічних станціях, а можливо, і на надзвукових літаках.

Час закінчення витікання повітря в атмосферу з кабіни, що складається з окремих, що сполучаються один з одним, відсіків, перевищує час, необхідний на розгерметизацію однооб'ємної кабіни за всіх інших рівних умов. Крім того, час розгерметизації окремих відсіків кабіни при швидкому падінні тиску в одному з них неоднаково і істотно змінюється залежно від співвідношення площ отворів, що сполучають відсіки один з одним, при одній і тій же площі отвору розгерметизації, а також від того, який з відсіків розгерметизувався – менший або більший за об'ємом.

Окрім сказаного, задача про встановлення залежності зміни тиску повітря у відсіках кабіни в часі при зміні тиску в одній з них має важливе значення і з погляду міцності конструкції. При зміні тиску в одній з відсіків кабіни на розділяючі їх стінки діятимуть навантаження, величина яких прямо пропорційна перепаду тиску і площі стінок.

Отже, виявлення особливостей і закономірностей зміни тиску повітря у відсіках кабіни при зміні тиску в одному з них дає можливість не тільки визначити час вирівнювання тиску повітря у відсіках і час розгерметизації, але і встановити величину можливих перепадів тиску між відсіками при заданих геометричних параметрах системи. Останнє дозволяє розрахувати зусилля, діючі на перегородки.

1.2.4. Способи регулювання тиску повітря в ГК

Підтримка в ГК певного тиску забезпечується подачею у відсіки заздалегідь стислого повітря.

Можливі наступні способи регулювання тиску повітря у відсіках і кабінах ЛА:

а) спосіб компенсації витоків шляхом зміни кількості повітря, що подається в герметичний об'єм;

б) спосіб вентиляції кабіни шляхом зміни кількості що випускається з кабіни повітря при забезпеченні подачі його в кабінку в достатній кількості.

За першим способом здійснюється наддув невеликих за об'ємом герметичних відсіків, блоків радіоелектронного устаткування або кабіни ЛА спеціального призначення, коли наддув походить від автономних систем. Цей спосіб забезпечує найраціональніше використання запасу газу для наддуву гермооб'ємів (рис. 2.3, а).

На літаках для наддуву ГК застосовується тільки другий спосіб, оскільки повітря, що подається, призначено не тільки для регулювання тиску, але і для забезпечення в кабіні температурного режиму і необхідного газового складу. При цьому способі наддуву регулятор тиску встановлюється перед вихідним отвором. Повітря від джерела наддуву, пройшовши СКП, поступає в кабінку, створює необхідний надмірний тиск, частина повітря через нещільність витікає з кабіни (витоки повітря), а решту кількості повітря регулятори перепускають в атмосферу (див. рис. 1.3, б).

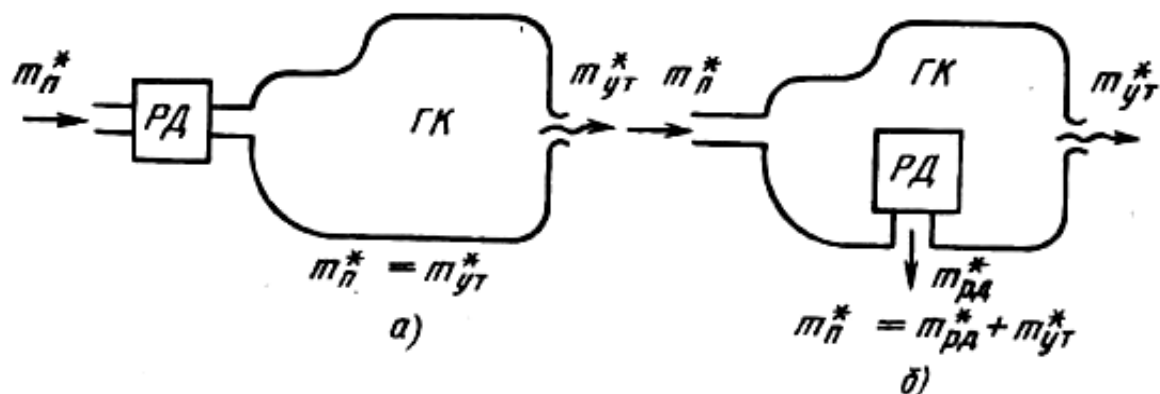


Рис. 1.3. Спосіб регулювання тиску в ГК:

а – регулювання кількості повітря, що подається; б – регулювання кількості випускаемого повітря.

Основною вимогою, що пред'являється до систем регулювання тиску, є автоматична підтримка величин абсолютного і надмірного тиску в кабінах і швидкості зміни тиску в допустимих межах.

Для пасажирських літаків передбачається дублювання регуляторів тиску, з тим щоб при одиничній відмові будь-якого елемента системи в салоні пасажирського літака забезпечувався заданий тиск. Для військового літака цього не вимагається, оскільки льотчик забезпечений індивідуальною системою забезпечення життєдіяльності.

1.2.5. Джерела наддуву ГК

Під "наддувом кабіни" прийнято рахувати процес створення в ній надмірного тиску. Надмірний тиск в ГК забезпечується подачею повітря через ВКП від джерел стислого повітря, як які на ЛА можуть бути використаний балони із стислим або зрідженим газом, хімічні генератори, спеціальні нагнітачі з автономним приводом або від літакових двигунів, компресор газотурбінного двигуна (ГТД).

Балони із стислим повітрям або газифікація із зрідженим газом мають великі габаритні розміри і маси, складні в експлуатації і застосовуються у край рідко на спеціальних ЛА. Наддув від спеціальних кабінних нагнітачів використовується тільки на літаках з поршнеvim двигуном і в даний час застосовується рідко.

На сучасних пасажирських і військових літаках переважає наддув ГК від компресорів маршових двигунів літака. Для цього патрубки відбору через зворотні клапани (іноді регулятори тиску) об'єднуються в один або декілька трубопроводів, і через систему кондиціонування повітря прямує в кабіну.

Схеми відбору повітря зображені на рис. 1.4.

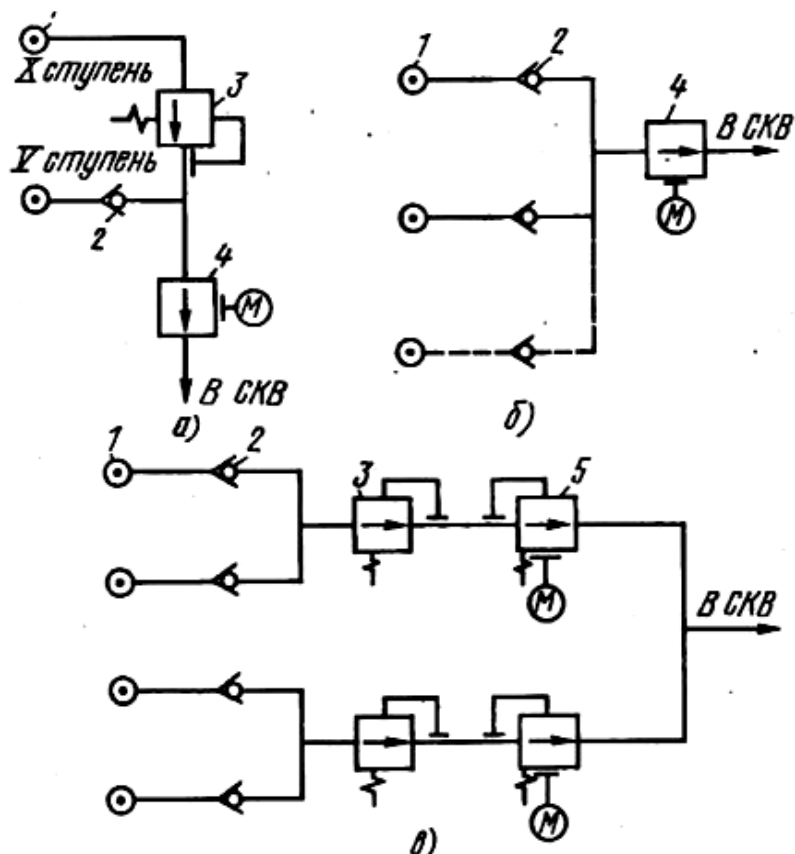


Рис. 1.4. Типові схеми відбору повітря від компресорів двигунів:

а – від одного двигуна і двох ступенів; б – від двох і більш двигунів; в – від чотирьох двигунів з двома мережними регуляторами тиску; 1 – фланець відбору повітря; 2 – зворотний клапан; 3 – регулятор надмірного тиску; 4 – запірний кран; 5 – запобіжний і запірний клапани.

Джерела наддуву повинні забезпечувати:

1. задану витрату повітря для вентиляції і підтримки температурного режиму в кабінах;
2. тиск повітря перед агрегатами СКП, необхідний для їх нормальної роботи;
3. температуру повітря, яка повинна бути достатньою для обігріву кабіни, але не повинна перевищувати деяку допустиму межу, визначувану працездатністю агрегатів системи.

Витрата повітря, відбраного від компресора двигуна, робить деякий вплив на характеристики двигуна.

Вважається допустимим відбір повітря для потреб СКП до 5 % від загальної витрати повітря через двигун. Так, наприклад, для маневреного літака для забезпечення охолодження (нагріву) кабіни і охолодження радіоелектронного

устаткування потрібна витрата повітря в кількості 1000...2000 кг/год або 0,3...0,6 кг/с, що складає близько 0,5 % від витрати через двигун (80... 150 кг/с).

На рис. 1.5 приведені типові параметри повітря, відбраного від компресора турбогвинтового двигуна (ТВД), а на рис. 1.6 – від компресора турбореактивного двигуна (ТРД). Параметри повітря, відбраного від компресора ТВД, залежать тільки від висоти польоту, оскільки частота обертання ротора компресора практично постійна, а зміна тяги двигуна відбувається за рахунок зміни кута установки лопастей повітряного гвинта.

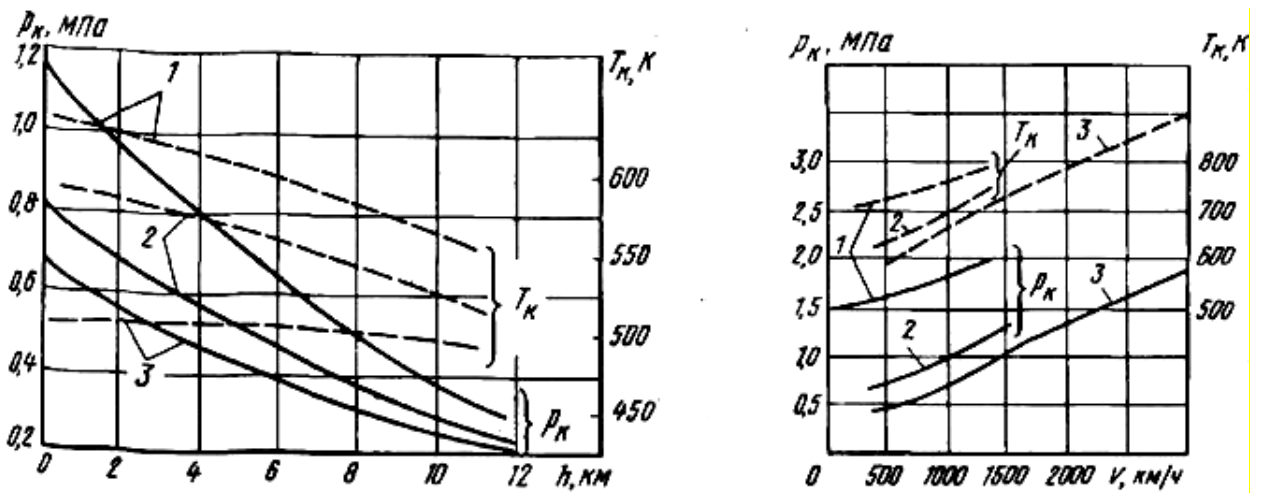


Рис. 1.5. Типові температура і тиск повітря в місці відбору повітря за компресором ТВД:

1 – при $t_{h=0} = -50^\circ\text{C}$; 2 – при $t_{h=0} = +15^\circ\text{C}$; 3 – при $t_{h=0} = +50^\circ\text{C}$.

Рис. 2.6. Типові температура і тиск повітря в місці відбору повітря від 10-й ступені компресора ТРД:

1 – $h = 0$ км; 2 – $h = 8$ км; 3 – $h = 11$ км.

З рис. 1.6 видно, що параметри повітря, відбраного від компресора ТРД, в більшій мірі залежать від висоти, швидкості польоту і частоти обертання ротора. Для кожного двигуна є графіки p і T у функції частоти обертання ротора. Зниження частоти обертання ротора до $0,8n_{\text{ном}}$ знижує тиск повітря в 0,7 рази, а переклад двигуна на режим малого газу – в 0,5 рази від значення тиску при $n_{\text{ном}}$. Таким чином, при польоті літака тиск повітря змінюється від 1,5...2,0 МПа до 0,2...0,3 МПа, що значно утрудняє роботу СКП. Для усунення цих коливань на вході в систему встановлюються регулятори надмірного тиску, призначення яких – підтримувати на вході у СКП заданий тиск повітря. Регулятор тиску спільно з регулятором витрати здійснює підтримку постійного значення масової витрати повітря.

Температура відбраного від компресора повітря також змінюється в широких межах від 350 до 900К і при польотах на великих висотах і режимах планування іноді недостатня для обігріву кабіни. У зв'язку з цим, окрім установки регулятора тиску, часто практикують відбір повітря від двох ступенів компресора двигуна. Причому відбір повітря від низького ступеня відбувається на режимах зльоту, набору висоти, розгону, коли працює двигун на максимальних режимах, і автоматично перемикається на відбір за більш високим ступенем на менш напружених режимах роботи двигуна. На рис. 1.4, а зображена така схема, в якій живлення СКП походить від низького ступеня до тих пір, поки тиск в місці відбору буде вищим, ніж тиск за регулятором другого ступеня, якщо тиск в першому ступені стане менше ніж за регулятором, то регулятор відкриється і збільшеним тиском закриє зворотний клапан (ЗК) низького ступеня. Повітря з великим тиском і температурою поступить в систему.

На рис. 1.4, б показані схеми відбору повітря від компресорів двох і більш двигунів. ЗК перешкоджають перетіканню повітря з працюючого в непрацюючий двигун. Запірні крани і мережні регулятори тиску можуть встановлюватися як за кожним двигуном, так і на загальній магістралі.

1.2.6. Захисні пристрої ГК

Захист кабіни в різних випадках здійснюється за допомогою наступних елементів (рис. 1.7).

1. *Надмірний запобіжний клапан (НЗК)* служить для захисту кабіни від руйнування при надмірному підвищенні надмірного тиску унаслідок несправності автоматичного регулятора тиску (заїдання, залипання клапанів, розгерметизація сільфона) або різкого збільшення подачі повітря в ГК. НЗК спрацьовує при

$$\Delta p_{ізб} = p_k - p_h = (1,15 \dots 1,20) \Delta p_{ізб.розр.}$$

2. *Вакуумний запобіжний клапан (ВЗК)* захищає кабіну від зім'яття (втрати стійкості оболонки) при швидкому спуску літака, коли при недостатній подачі повітря в кабіну може бути $p_h > p_k$. ВЗК спрацьовує при $\Delta p_{ізб} = p_k - p_h = - (1,3 \dots 2,7)$ кПа (10...20 мм рт. ст.).

Часто НЗК і ВЗК конструктивно суміщають в одному агрегаті.

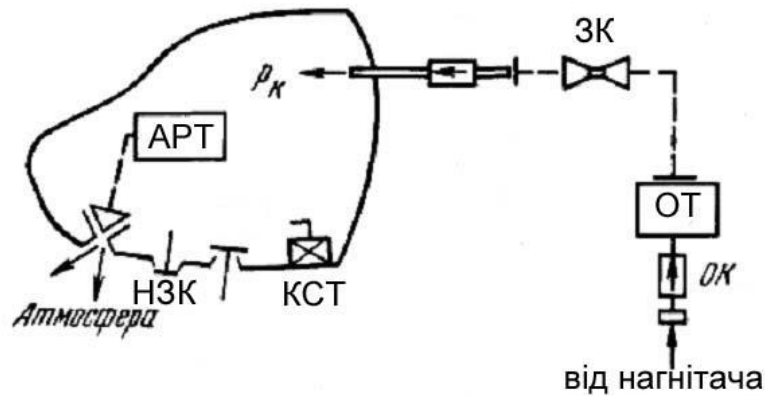


Рис. 1.7. Захисні пристрої ГК:

НЗК – надмірний запобіжний кпапан; ВЗК – вакуумний запобіжний кпапан; КСТ – кпапан скидання тиску; ЗК – зворотний кпапан; ОТ – обмежувач тиску; АРТ – автоматичний регулятор тиску.

3. *Клапан скидання тиску (КСТ)* служить для швидкої розгерметизації кабіни за бажанням льотчика (наприклад, якщо потрібно відкрити люк або двері за наявності в ГК надмірного тиску). Тривалість скидання тиску визначається прохідним перетином клапана.

4. *Зворотні клапани (ЗК)* лінії наддуву запобігають зворотному струму повітря в магістралях системи кондиціонування у разі порушення роботи системи або її герметичності. ЗК повинні мати можливо менший опір у напрямі пропускання повітря.

1.2.7. Мережеві регулятори тиску

В багатьох літакових СКП, в кисневій системі, в пневмосистемах гальмування, приборання – випуску шасі, відкриття і герметизацію ліхтаря або вхідного пристрою і т.п. як робоче тіло використовується стислий газ (повітря, азот і кисень). Причому для кожної системи газ підводиться з певним тиском, який підтримується в потрібних діапазонах регуляторами тиску. Тип регулятора визначається значеннями вхідного і вихідного тиску, температурою і витратою газу. Регулятори тиску можуть підтримувати надмірний або абсолютний тиск. Регулятори надмірного тиску – редуктори – регулюють тиск по відношенню до тиску навколишнього середовища.

Регулятори абсолютного тиску підтримують постійну різницю тиску між тиском в герметичному об'ємі чутливого елемента і вихідним тиском.

Характеристики літакових СКП, їх ефективність і надійність роботи, якість підтримки параметрів повітря в кабінах і відсіках залежать від працездатності мережних регуляторів тиску. Мережні регулятори тиску встановлюються у СКП для пониження тиску, одержуваного від компресора двигуна. Вони характеризуються великою пропускнуою спроможністю (витрата повітря 1кг/с), широкою зміною вхідного тиску від 0,1 до 3,0 МПа при температурі робочого повітря до 650 °С. Сітьові регулятори тиску бувають прямої і непрямой дії і мають вельми різноманітні конструктивні схеми.

Мережні регулятори прямої дії, так само як і регулятори тиску кабіни, мають ряд недоліків, які перешкоджають їх застосуванню. Тому сучасні мережні регулятори виконують по схемі непрямой дії.

Регулятор надмірного тиску непрямой дії. На рис. 1.8 показана схема мережного регулятора, що складається з виконавчого і командного механізмів.

Виконавчий механізм регулятора, у свою чергу, складається з регулюючого органу – заслінки 1 і сервопривода, основним елементом якого є сильфон 2, що створює разом з кришками герметичний об'єм, в який з командного механізму підводиться повітря з підсилювача. При зміні тиску в сильфоні переміщається шток 3, який через важіль 4 повертає регулюючу заслінку на певний кут, змінюючи площу прохідного перетину.

Командний механізм регулятора надмірного тиску складається з чутливого елемента і підсилювача. Чутливий елемент складається з мембрани 5, пружини 6, біметалічного компенсатора 7, призначеного для компенсації теплових змін розмірів пружини і корпусу чутливого елемента. При підвищенні температури пластина компенсатора згинається і підтискає пружину 6, забезпечуючи постійне зусилля на мембрану 5. Елементами підсилювача є сідло 8 і дросельний отвір 9. Мембрана 5 виконує одночасно роль клапана.

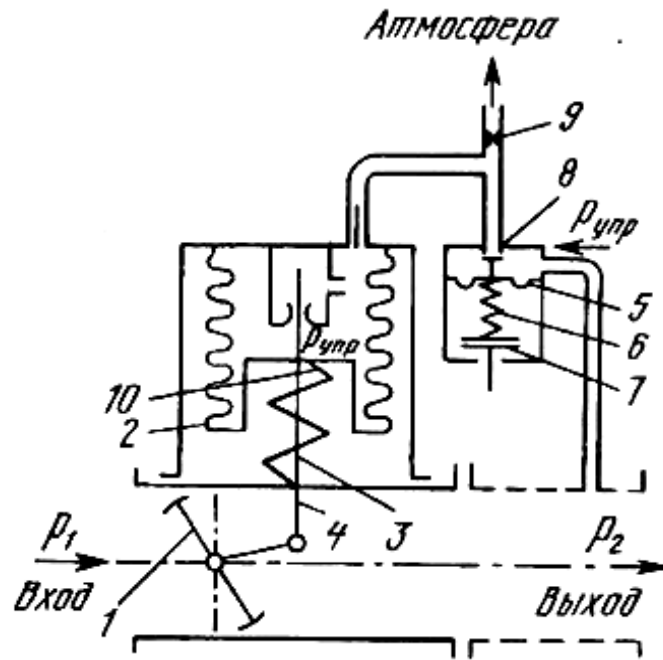


Рис. 1.8. Схема мережного регулятора надмірного тиску:

1 – заслінка; 2 – сільфон; 3 – шток сільфона; 4 – важіль заслінки; 5 – мембрана чутливого елемента; 6, 10 – пружини; 7 – температурний компенсатор; 8 – сідло підсилювача; 9 – дросель.

На будь-якому сталому режимі роботи, тобто при постійному тиску p_1 на вході в регулятор і постійній витраті повітря, дія тиску p_2 на виході з регулятора на мембрану 5 командного механізму врівноважується зусиллям пружини 6. При цьому мембрана 5 підведена над сідлом 8. Повітря, що проходить через отвір сідла, частково скидається через дросельний отвір 9 в атмосферу, а потім з тиском $p_{упр}$ поступає по трубці у внутрішню порожнину сільфона 2 сервопривода. Величина $p_{упр}$ залежить від співвідношення прохідних перетинів сідла 8 і дроселя 9. Дія тиску $p_{упр}$ на сільфон врівноважується пружиною 10, встановленої між сільфоном і корпусом. Кожному значенню величини $p_{упр}$ відповідає певна довжина сільфона, а отже, положення заслінки 1 регулюючого органу агрегату. При підвищенні, наприклад, тиску p_2 мембрана 5 прогинається. Прохідний перетин між сідлом 8 збільшується, підвищується тиск $p_{упр}$, сільфон 2 розширяється, повертає заслінку на закриття. В результаті вихідний тиск p_2 зменшується.

В регуляторах абсолютного тиску чутливий елемент виконується у вигляді герметичного об'єму – сільфона, з якого викачано повітря до залишкового тиску.

1.3. Типи САРТ

У цей час в сучасній світовій пасажирській і транспортній авіації застосовуються різні типи САРТ, що відрізняються по роду споживання енергії, по типу командного приладу, по засобах забезпечення надійності, по контролеспроможності, що забезпечують певний рівень комфорту.

На пасажирських і транспортних літаках знаходять застосування різні види САРТ: пневматичні, електропневматичні, електричні й цифрові електронні. Кожен тип системи має свої переваги й недоліки.

Перевагами пневматичних систем, є їхня відносна простота, надійність, можливість функціонування без додаткових джерел енергії. Пневматичні САРТ, маючи прийнятні статичні характеристики, мають низькі динамічні характеристики, які особливо незадовільні на малій висоті внаслідок низької швидкодії командного приладу, великого запізнювання сигналу в пневмоланцюгах (особливо на великих літаках), що з'єднують командний прилад із пневмоприводами випускних пристроїв й, крім того, низькою швидкістю самих пневмоприводів. Тому пневматичні САРТ починають задовільно працювати при досягненні надлишкового тиску в кабіні не менш $0,05 \text{ кгс/см}^2$.

Велику проблему для пневматичних САРТ представляє синхронізація роботи випускних пристроїв і забезпечення контролеспроможності.

Електропневматичні САРТ використовують електричну енергію в пристроях завдання, виміру, формування, перетворення й посилення керуючого сигналу й пневматичну – у сервоприводах випускних пристроїв.

Електропневматичні системи мають гарні точнісні показники, можуть функціонувати в дублюючому режимі без джерел електричного живлення, мають високий ступінь герметичності випускних клапанів. Однак поступаються по вазі (при великих витратах повітря), а також по ефективності відновлення тяги літака за рахунок організації оптимального витікання повітря з кабіни.

Електропневматичні й електричні САРТ відрізняються більш високою якістю регулювання (статична й динамічна точність, синхронність роботи випускних пристроїв), великим ступенем контролеспроможності. Електропневматичні й

електричні САРТ у порівнянні із пневматичними простіш в налагодженні, корекції й доводці своїх характеристик, гнучкіш в побудові функціональних схем. При великому віддаленні командного приладу від випускного пристрою більш вигідні електричні ланцюги.

Важливою *перевагою* електричних систем перед пневматичними й електропневматичними, є можливість створення й використання в них випускних пристроїв з великою площею прохідного перерізу ($d_y \geq 180$ мм), що сприяє їхньому застосуванню на широкофюзеляжних літаках.

До *недоліків* електричних систем варто віднести значну величину витoku через закритий випускний клапан і відповідно більш вузький допустимий діапазон зміни витрати повітря. Електропневматичні й особливо електричні системи мають більшу вагу. Найбільший ефект від застосування цих систем буде при встановленні їх на середніх і великих літаках.

Цифрова система регулювання тиску в кабіні має багато *переваг*:

- повністю автоматична робота виключає втручання екіпажа в польоті;
- використання цифрової електроніки покращує точність системи, її реакцію й стійкість, особливо при малих вихідних потоках біля повністю закритого положення випускного клапана;
- електронна система усуває пневматичні магістралі керування між пультом керування й випускним клапаном;
- використання електромеханічних випускних клапанів забезпечує більш швидку динамічну реакцію на будь-які коливання тиску, виключає погіршення характеристик, викликане нагромадженням нікотинових смол або утворенням льоду, і не вимагає відбору повітря для привода клапана;
- розподіл функцій випускних і запобіжних клапанів знижує зношення запобіжних клапанів і підвищує надійність;
- повністю цифрове виконання засобів регулювання тиску в кабіні забезпечує максимальну надійність;
- широкі можливості вбудованого контролю підвищують експлуатаційну технологічність й охоплюють всі компоненти обладнання й програмного

забезпечення й включають додаткові тести параметрів системи для перевірки загальних характеристик системи.

1.4. Система автоматичного регулювання тиску середньомагістрального пасажирського літака

1.4.1. Опис системи

Система автоматичного регулювання тиску повітря в кабіні (CAPT//CPCS) є електричною системою керування (*окрім функції скидання тиску*) і складається з наступних агрегатів: двох цифрових регуляторів тиску (РТ//CPC), двох електричних випускних клапанів (ВК//OFV), двох запобіжних клапанів (ЗК//SFV), одного пульта керування системою (ПУ САРТ//CPCP). Кожний регулятор тиску (РТ//CPC) має «автоматичний канал» регулювання тиску в кабіні, заснований на мікропроцесорі.

Цифрова електрична система регулювання тиску в кабіні має три незалежні режими роботи:

- два однакових, незалежних автоматичних режиму (АВТО 1/АВТО 2//AUTO 1/AUTO2), автоматично управляючі електричними випускними клапанами за допомогою цифрового регулятора.

- один ручний режим (РУЧН//MAN), в якому електричні випускні клапана управляються уручну тумблером, що знаходиться на ПУ САРТ (CPCP).

В режимі АВТО (AUTO) індикація висоти і швидкості в кабіні, а також перепаду тиску проводиться на екрані КСЕІС (EICAS) за допомогою цифрового каналу ARINC. В режимі РУЧН (MAN) індикація висоти в кабіні і швидкості зміни висоти/тиску в кабіні проводиться на екрані КСЕІС (EICAS) за допомогою аналогового каналу.

Сигналізація і попередження про небезпечну висоту в кабіні, перенадуві кабіні і негативному перепаді тиску проводяться від «автоматичного каналу» кожного регулятора тиску у вигляді сигналу у форматі ARINC. Крім того, незалежним чином сигналізація про небезпечну висоту може бути обчислений по величині тиску, отриманого у вигляді аналогового сигналу від платні «ручного режиму». Функції захисту в системі (запобіжні пристрої) мають перевагу над режимами роботи АВТО і РУЧН.

Головна перевага подвійного автоматичного режиму полягає в підвищенні надійності забезпечення вильоту літака.

Автоматичний режим (АВТО//АУТО)

Автоматичний режим можливий тільки тоді, коли система повністю знаходиться в електро-цифровому режимі і автоматично управляється цифровим регулятором тиску в кабіні. Активний регулятор тиску (РТ//СРС) одночасно управляє обома електричними випускними клапанами за допомогою відповідного механізму АВТО (АУТО) в приводах цих клапанів.

Регулятор тиску (РТ//СРС) регулює тиск/висоту в кабіні за допомогою відкриття електричного випускного клапана відповідно до *запрограмованих* законів залежно від наступної інформації:

- висота польоту літака/тиск, вертикальна швидкість літака і барометрична корекція;
- висота аеродрому посадки, що задається в кабіні екіпажа на ПУ САРТ (СРСР);
- комплексна характеристика по положенню стійки шасі (СWOW) ⁽¹⁾;
- положення важеля керування двигуном (РУД);
- положення дверей;
- горизонтальна швидкість польоту літака.

Ручний режим (РУЧН//МАН)

В ручному режимі тиск/висота в кабіні управляється вручну тумблером, що знаходиться на ПУ САРТ (СРСР) і безпосередньо управляючим обома електричними випускними клапанами. Кожний електричний випускний клапан приводиться в дію за допомогою механізму РУЧН (MANUAL) в приводі цього клапана. Ручний режим встановлюється перемикачем АВТО/РУЧН (АУТО/МАН) у разі відмови обох автоматичних каналів.

Запобіжні елементи

Функції скидання підвищеного перепаду і негативного перепаду тиску мають перевагу перед обома автоматичними і ручним режимами. Вони забезпечуються двома пневматичними запобіжними клапанами.

Швидка розгерметизація (функція АВАРІВ РАЗГЕРМ//DUMP) забезпечується в обох, автоматичному і ручному режимах за допомогою відкриття електричних випускних клапанів. Безпека при аварійному приводнюванні (функція ПОС. НА ВОДУ//DITCHING) забезпечується спеціальною програмою в автоматичному режимі. Автоматичне обмеження висоти (4419 ± 152 м) забезпечується „ручною” платою кожного регулятора (незалежно від цифрового каналу) в автоматичному режимі, за допомогою закриття обох електричних випускних клапанів. Обмеження висоти кабіни здійснюється через ПУ САРТ (СРСР), безпосередньо управляючим закриттям визначеного ВК (OFV) за допомогою механізму РУЧН (MANUAL) в приводі цього клапана.

Таблиця 1.3

Склад системи

Найменування	К-ть	Позначення (P/N)	Абревіатура
Пульт керування САРТ	1		ПУ САРТ//СРСР
Регулятор тиску в кабіні	2	91116A010100	РТ//СРС
Випускний клапан	2	88042A010001	ВК//OFV
Запобіжний клапан для ан-148 стандартної конфігурації	2	81157A010101	ЗК//SFV
Запобіжний клапан для ан-148 із збільшеною дальністю	2	81157A010201	ЗК//SFV

1.4.2. Робота системи

Два ідентичних і незалежних автоматичних режиму доступні від повністю електричної системи автоматичного керування.

В обох автоматичних режимах регулятор тиску (РТ//СРС) регулює тиск в кабіні за допомогою відкриття обох випускних клапанів (ВК//OFV).

Одночасно в робочому стані знаходиться тільки один з автоматичних каналів, тоді як інший знаходиться в стані активного очікування. Безперешкодне перемикання з одного автоматичного каналу на інший у разі відмови активного каналу відбувається

автоматично. Також можливо проводити перемикання з одного автоматичного каналу на інший за допомогою перемикача АВТО/РУЧН (АУТО/МАН).

Активний регулятор тиску РТ (СРС) управляє обома електричними випускними клапанами ВК (OFV) через відповідний механізму АВТО (АУТО) в приводах цих клапанів.

Регулятор тиску РТ (СРС) регулює тиск/висоту в кабіні за допомогою відкриття електричних випускних клапанів по *запрограмованих* законах залежно від наступної інформації:

- висота польоту літака/тиск, вертикальна швидкість літака і барометрична корекція;
- висота аеродрому, що задається в кабіні екіпажа на пульті керування САРТ в кабіні (ПУ САРТ//СРСР);

Принцип роботи автоматичного режиму

Принцип роботи режиму АВТО (АУТО) (рис. 1.9) полягає в керуванні на землі і у польоті, без якого-небудь ускладнення для екіпажа, заввишки ZC в кабіні і швидкістю зміни висоти VZc в кабіні по запрограмованих *законх* залежно від наступної інформації:

- висота польоту літака/тиск, вертикальна швидкість літака і барометрична корекція;
- висота аеродрому, що задається в кабіні екіпажа на пульті керування САРТ в кабіні (ПУ САРТ//СРСР);
- *комплексна характеристика по положенню стійки шасі (CWOW);*
- положення важеля керування двигуном (РУД);
- положення дверей;
- горизонтальна швидкість польоту літака.

Автоматичний режим регулює висоту (тиск) в кабіні, наближаючи її значення до заданих по графіку величини висоти (тиск) в кабіні (ZCOT) залежно від інформації, що приймається.

Відповідно до заданої по графіку величині висоти/тиску в кабіні (ZCOT) регулятор тиску РТ (СРС) обчислює відкоректовану по швидкості висоту в кабіні (ZCO). Це необхідне значення – значення, по якому система повинна регулювати

висоту/тиск в кабіні (ZC). Ця необхідна висота ZCO прагне заданій по графіку висоти в кабіні ZCOT, з урахуванням обмеження швидкості зміни тиску (VZLIM). Межа швидкості зміни тиску (VZLIM) розрізнена залежно від згаданих вище програм роботи системи.

Потім регулятор тиску обчислює необхідну швидкість відкриття/закриття випускного клапана для усунення наявної різниці між зміряною висотою в кабіні (ZC) і розрахованою необхідною висотою в кабіні (ZCO). Нарешті, контроллер випускного клапана за допомогою циклу контролю швидкості управляє цим клапаном.

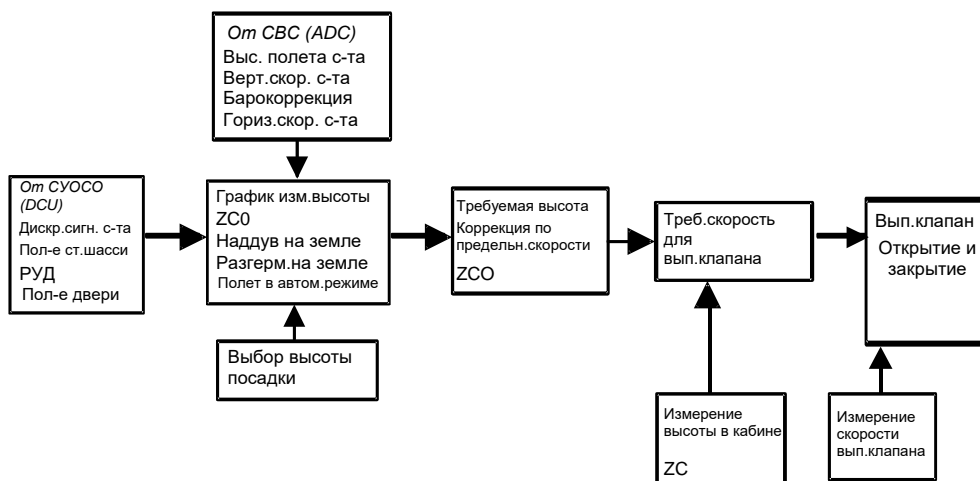


Рис. 1.9. Принцип роботи автоматичного режиму (авто//auto)
Вимір тиску в кабіні

Вимірювання тиску проводиться датчиком тиску, який розташований в регуляторі тиску РТ (СРС) (автоматичний канал) і вимірює абсолютний тиск в кабіні P_c . Лінійно інтегрована схема датчика-перетворювача реєструє тиск за допомогою кремнієвої діафрагми, в якій розміщений повно-активний міст Уїстона. Пьезорезистивні властивості кремнію використовуються для генерації лінійного вихідного сигналу, пропорційного прикладеному тиску. Сигнал низького рівня від кремнієвого тензодатчика потім посилюється і перетворюється в цифрове значення. Крім того, визначається температура датчика тиску для виконання точної програмної температурної компенсації значення тиску в кабіні.

Висота аеродрому посадки (LAND ELEV)

Завдання висоти аеродрому посадки (LAND ELEV) потрібне для виконання програми забезпечення польоту. Цей параметр задається за допомогою тумблера ВИС ПОСАДКИ (LAND ELEV), розташованого на ПУ САРТ (СРСР) в кабіні пілотів.

Вибране значення, використовується РТ (СРС) для регулювання тиску в кабіні, передається по цифровому каналу ARINC 429 для відображення на синоптичній сторінці КСЕІС (status page EICAS).

Обмеження по швидкості зміни висоти/тиску в кабіні

Швидкість зміни тиску в кабіні автоматично регулюється наземної/польотної програмами роботи системи.

Обмеження швидкості зниження висоти в кабіні (Ан-148 з типовою дальністю):

– На висоті більше 6000 м, нормальна швидкість зміни висоти/тиску в кабіні обмежена значенням $-436 \pm 15\%$ экв.фт/хв ($-2.21 \pm 15\%$ м/с; 16 мбар/хв; або $0.18 \pm 15\%$ мм рт.ст/с), але якщо величина вертикальної швидкості літака, одержувана від СВС (ADC), більше, ніж 17 м/с, то в цьому випадку швидкість зміни висоти/тиску в кабіні буде автоматично обмежена значенням -1000 экв.фт/хв (-5.08 м/с; 39.102 мбар/хв; 0.49 мм рт.ст/с).

– На висоті нижче 6000 м, нормальна швидкість зміни висоти/тиску в кабіні обмежена значенням $-436 \pm 15\%$ экв.фт/хв ($-2.21 \pm 15\%$ м/с; $16 \pm 15\%$ мбар/хв або $0.18 \pm 15\%$ мм рт.ст/с), але якщо величина вертикальної швидкості літака, одержувана від СВС (ADC), більше, ніж 8,5 м/с, то в цьому випадку швидкість зміни висоти/тиску в кабіні буде автоматично обмежена значенням -1000 экв.фт/хв (-5.08 м/с; 39.102 мбар/хв; 0.49 мм рт.ст/с).

Обмеження швидкості зниження висоти в кабіні (Ан-148 із збільшеною дальністю):

– На висоті більше 6000 м, нормальна швидкість зміни висоти/тиску в кабіні обмежена значенням $-436 \pm 15\%$ экв.фт/хв ($-2.21 \pm 15\%$ м/с; 16 мбар/хв; або $0.18 \pm 15\%$ мм рт.ст/с), але якщо величина вертикальної швидкості літака, одержувана від СВС (ADC), більше, ніж 17 м/с, то в цьому випадку швидкість зміни висоти/тиску в кабіні буде автоматично обмежена значенням -1000 экв.фт/хв (-5.08 м/с; 39.102 мбар/хв; 0.49 мм рт.ст/с).

– На висоті нижче 6000 м, нормальна швидкість зміни висоти/тиску в кабіні обмежена значенням $-436 \pm 15\%$ экв.фт/хв ($-2.21 \pm 15\%$ м/с; $16 \pm 15\%$ мбар/хв або $0.18 \pm 15\%$ мм рт.ст/с), але якщо величина вертикальної швидкості літака, одержувана від СВС (ADC), більше, ніж 10,5 м/с, то в цьому випадку швидкість зміни

висоти/тиску в кабіні буде автоматично обмежена значенням -1000 экв.фт/хв (-5.08 м/с; 39.102 мбар/хв; 0.49 мм рт.ст/с).

Програма забезпечення автоматичної розгерметизації на землі

Програма автоматичної розгерметизації запускається, коли комплексна характеристика по положенню стійки шасі (CWOW) приймає значення "Земля" ("Ground"). Перехід між програмами розгерметизації і попереднього ґрунтується на інформації від кінцевика Руда – "тяга менше мінімальної злітної (МТРО)".

Для уникнення виляску тиску в кабіні при посадці літака, необхідно, щоб в кабіні був невеликий перепад тиску.

Для цього автоматичний режим, під час посадки, завжди приводить тиск в кабіні до значення, рівного посадочному тиску плюс 11 мбар (0,011 кг/см²), що відповідає висоті посадки мінус 91,5 м (300 экв.фт).

Призначення програми автоматичної розгерметизації на землі полягає в усуненні цього перепаду тиску.

Програма забезпечення автоматичного попереднього наддуву на землі

Програма забезпечення автоматичного попереднього наддуву запускається, коли комплексна характеристика по положенню стійки шасі (CWOW) приймає значення "Земля" ("Ground"), а важіль керування двигуном (РУД) – на мітці "тяга більше мінімальної злітної (МТРО)".

Автоматичний попередній наддув призначений для того, щоб уникнути виляску тиску в кабіні при підвищенні тиску під фюзеляжем під час відриву літака від землі в ході зльоту.

У разі зльоту з подачею повітря від ВКВ наддув кабіни здійснюється із швидкістю зміни тиску, рівного VPC = +10,99 мбар/с (0,14 мм рт.ст/с), що відповідає -1,52 м/с (-300 фут/хв.), обмеженої при перепаді тиску 11 мбар (0,011 кг/см²), що відповідає 91,5 м (300 экв.фт).

У разі зльоту без подачі повітря від ВКВ ця програма веде до закриття випускного клапана.

Програма забезпечення зльоту (у тому числі перерваного зльоту)

Автоматична програма забезпечення зльоту запускається, коли комплексна характеристика по положенню стійки шасі (CWOW) йде із значення "Земля"

(“Ground”) – дана програма призначена для уникнення встановлення висоти посадки заново у разі перерваного зльоту і аварійного повернення на аеродром.

Заданий тиск в кабіні PCOT залишається рівним тиску, заданому за програмою попереднього наддуву до тих пір, поки:

- Протягом 10 хвилин після зльоту
- висота польоту літака менше висоти зльоту плюс 1676 м (5500 фт).

Досягши однієї з вище вказаних умов CAPT (CPCS) починає використовувати програму забезпечення польоту.

Якщо літак починає знижуватися ($VZA < -1,52$ м/с (-300 экв.фт/хв.) протягом 10 сек.):

– заданий тиск в кабіні (PCOT) встановлюється заново на значення попереднього наддуву (PCM + 1,1 кПа або PCM + 11 мбар), а гранична швидкість зміни тиску в кабіні для досягнення даної величини обмежується діапазоном від $VPLIMC = -16 \pm 15\%$ мбар/хв ($-0,18 \pm 15\%$ мм рт.ст/с), що відповідає $2,21 \pm 15\%$ м/с ($436 \pm 15\%$ экв.фт/хв), до $VPLIMD = -16$ мбар/хв ($-0,18$ мм рт.ст/с), що відповідає $+2,21$ м/с ($+436$ экв.фт/хв).

Програма забезпечення польоту (повністю автоматичний режим роботи)

Коли сигнал від кінцевика положення стійки шасі має значення “Політ” (“Flight”), а вибраним робочим режимом є АВТО (AUTO), то в кінці програми забезпечення зльоту запускається програма забезпечення польоту.

Під час роботи даної програми наддувши кабіни регулюється з розрахунковими швидкостями зміни тиску по встановленій висоті посадки і теоретичному графіку.

Теоретичний графік забезпечує залежність між висотою польоту літака (ZA) і теоретичним тиском в кабіні (PCTH).

- З одного боку, максимальні характеристики літака при наборі висоти, які визначають закон $ZA = f(t)$ для мінімальної ваги літака.
- З другого боку, нормальний перепад тиску, що забезпечує висоту в кабіні в 2400 м (7874фт) для максимальної висоти польоту.

Теоретичний графік розроблений для досягнення максимального перепаду тиску при якнайменшій можливій висоті польоту літака (це готує якнайкращі умови при зниженні) з мінімальною швидкістю набору висоти.

Висота аеродрому посадки більше 2400 м (7874 фт)

Дана програма не вимагає від екіпажа яких-небудь додаткових дій. Екіпаж повинен перед посадкою тільки виставити діючу висоту аеродрому призначення, у разі використання барокорекції QNH.

Заданий тиск в кабіні PCOT автоматично обмежується величиною 75,26 кПа (756,26 мбар), що відповідає висоті 2400 м (7874 фт) при виконанні польоту, а потім автоматично встановлюється заново на висоту аеродрому призначення, коли літак починає зниження.

Програма відкритого положення дверей

Програма, відповідна відкритому положенню дверей, запобігає наддуву кабіни, якщо двері літака не закриті і не стали повністю на замки ("ДВЕРІ ОТКР"//"DOOR OPEN"). Ця програма діє тільки на землі.

При зльоті, всі польотні програми запускаються незалежно від сигналу "ДВЕРІ ОТКР" (DOOR OPEN). Перед кожним зльотом екіпаж повинен перевірити належне закриття всіх дверей/люків.

Програма забезпечення посадки на воду (DITCHING)

Відповідна кнопка-табло для програми забезпечення посадки на воду розташована на пульті керування САРТ (ПУ САРТ//СРСР). Вона працює тільки в автоматичному режимі і виконує 3 задачі, які також можуть бути виконані і в ручному режимі. Як тільки висота польоту літака стає менше ніж 4572 м (15000 фт), то регулятор тиску (РТ//СРС) посилає команду на закриття обох установок ВКВ, щоб «відрізувати» весь вхідний потік повітря. В других, обидва випускні клапани (ВК//OFV) переводяться у відкрите положення, що дозволяє зрівняти тиск в кабіні з атмосферним. І в кінці, обидва клапани закриваються, коли протягом 10 секунд перепад тиску між кабіною і атмосферою стає менше ніж 11 мбар (1100 Па), або максимум через 100 секунд після початку відкриття випускних клапанів.

Ця програма корисна в аварійних ситуаціях таких як, посадка на воду або аварійна посадка з прибраним шасі. Вона істотно знижує навантаження на екіпаж, і таким чином підвищує рівень безпеки в аварійній ситуації.

Ручний режим

В ручному режимі керування тиском/висотою в кабіні виконується уручну тумблером ОТКР/ЗАКР (UP/DN), що знаходиться на пульті керування і безпосередньо управляючим електричним випускним клапаном за допомогою механізму РУЧН (MAN) в приводі цього клапана. Ручний режим встановлюється перемикачем АВТО/РУЧН (AUTO/MAN) у разі відмови автоматичного режиму.

В ручному режимі роботи системи екіпаж регулює тиск в кабіні за допомогою тумблера, що знаходиться на пульті керування САРТ (ПУ САРТ//СРСР), який безпосередньо пов'язаний з обома випускними клапанами (ВК//OFV). Кожний випускний клапан приводиться в дію "ручним приводом" і передавальним механізмом.

Принцип роботи ручного режиму заснований на електросхемі з реле і перемикачами (незалежними від програмного забезпечення), а також на аналоговій електросхемі в РТ (СРС).

Ручний режим – це система керування, що працює за принципом «старт-стоп» і використовує мінімум елементів для досягнення найбільшої надійності. Пілот, спостерігаючи індикацію швидкості зміни висоти в кабіні, повинен переміщати тумблер ОТКР/ЗАКР (UP/DN), поки швидкість зміни висоти в кабіні, керована в ручному режимі, не стане рівній бажаній величині.

1.4.3. Індикація і сигналізація системи

Проводяться наступні вимірювання тиску по 4 каналам:

- 2 мають компенсацію температури, видають інформацію в цифровому вигляді з платні АВТО (AUTO) регуляторів тиску (висота в кабіні (ZC), швидкість зміни висоти (dZC/dt), перепад тиску (DP))
- 2 видають інформацію в аналоговому вигляді з платні РУЧН (MAN)

регуляторів тиску (тиск в кабіні (PC), швидкість зміни тиску (dPC/dt))

Наступні параметри, аварійна сигналізація, попередження і повідомлення відображаються на екрані KCEIC (EICAS) :

Параметри системи САРТ:

- Висота в кабіні
- Швидкість зміни висоти в кабіні
- Перепад тиску в кабіні.

Повідомлення про стан системи

Вибрана висота аеродрому посадки (LAND ELEV)

Активний режим роботи системи (АВТО1/АВТО2/РУЧН//АУТО 1/АУТО 2/MAN)

Положення випускних клапанів

Положення запобіжних клапанів (відкритий або закритий)

Пілот, завдяки індикації на екрані KCEIC (EICAS), знає який з автоматичних каналів активний.

Таблиця 1.4

Повідомлення	Рівень	Стан літака	Пропоновані дії екіпажа (буде підтверджено//tbc)
Разгермет кабіни // Cabin alt	Сигналізація	Висота польоту літака вище 2970 м (9800 фт)	Надягнути кисневі маски Підготувати подачу кисню пасажиром Перевірити положення випускних клапанів, якщо не закриті – спробувати відновити керування в ручному режимі Почати екстрене зниження до за 3000 м

Перенаддув кабін // Cabin Delta p	Сигналізація (стандартна конфігурація)	Підвищений перепад тиску в кабіні більше 591 мбар (0,60 кг/см ²).	Перевірити перепад тиску в кабіні і відкрити випускні клапани в ручному режимі
	Сигналізація (із збільшеною дальністю)	Підвищений перепад тиску в кабіні більше 628 мбар (0,64 кг/см ²).	Перевірити перепад тиску в кабіні і відкрити випускні клапани в ручному режимі
Перепад каб. Від'ємний// Negativ Delta p	Сигналізація	Підвищений отрицат. Перепад тиску в кабіні більше 34 мбар (0,035 кг/см ²)	Зменшити швидкість зниження літака
Висота В кабіні небезпечна // Cabin alt	Попередження	Висота польоту літака вище 2590 м (8500 фт).	Надягнути кисневі маски як попереджувальної дії. Перевірити швидкість зміни висоти в кабіні, якщо швидкість велика, то почати зниження або закрити випускні клапани в ручному режимі. Якщо горить повідомлення предохранитель клапан відкритий, то почати спуск до закриття клапана або до досягнення безпечної висоти.

ВИСОТА В КАБІНІ:

Дані про висоту/тиску в кабіні поступають від обох регуляторів тиску (PT//CPC). Кожний регулятор тиску видає два значення висоти/тиску в кабіні. Одне значення, у форматі сигналів ARINC 429, від «цифрового каналу» регулятора тиску поступає в KCEIC (EICAS); інше значення, у вигляді аналогових сигналів, від «ручного каналу» регулятора тиску також поступає в KCEIC (EICAS).

Індикація про висоту в кабіні в каналі АВТО (AUTO) забезпечується до величини 4876.8 м (16 000 фт). Якщо значення висоти в кабіні перевищує 4876.8 м (16000 фт), то індикація ARINC 429 обмежується значенням 4876.8 м (16000 фт), а:

– Матриця сигналу стану (SSM) ARINC приймає значення

“необчислювані дані” (“not computed data”), якщо активовано РУЧН (MAN) обмеження висоти в кабіні.

– Матриця сигналу стану (SSM) ARINC приймає значення “дані недійсні” (“invalid data”), якщо не активовано РУЧН (MAN) обмеження висоти в кабіні.

– Індикація про висоту в кабіні в каналі РУЧН (MAN) забезпечується до величини 13564 м (44 500 фт).

ПЕРЕПАД ТИСКУ В КАБІНІ:

Дані про перепад тиску в кабіні поступають від обох регуляторів тиску (РТ//СРС). Кожний регулятор тиску видає значення перепаду тиску в кабіні. Значення, у форматі ARINC 429, від «цифрового каналу» регулятора тиску поступає в КСЕІС (EICAS).

Два додаткові значення перепаду тиску в кабіні можуть бути обчислено безпосередньо в КСЕІС (EICAS) за допомогою даних про висоту/тиску в кабіні – аналогові сигнали, що поступають в цифровий обчислювальний блок (DAU) від модуля індикації ручного режиму кожного регулятора тиску.

– відображаються дані, одержувані у форматі ARINC 429 від автоматичного каналу РТ 1 (СРС 1), якщо вони доступні і визнані дійсними.

– якщо дані від автоматичного каналу РТ 1 (СРС 1), неприступні або визнані недійсними, то відображаються дані від автоматичного каналу РТ 2 (СРС 2), якщо вони доступні і визнані дійсними.

ПОПЕРЕДЖЕННЯ СИСТЕМИ

Опис сигналізації про негативний перепад тиску в кабіні приведений нижче в таблиці.

Таблиця 1.5

	Підвищена висота	Перенаддув кабіни	Негативний перепад
Плата АВТО РТ 1 (АВТО СРС 1)	Попередження ARINC ≥ 2591 м (8500 фт)	Попередження ARINC ≥ 581 мбар (станд.конф.)	Попередження ARINC ≤ -34 мбар

	<p>Сигналізація ARINC ≥ 2987 м (9800 фт)</p>	<p>Сигналізація ARINC ≥ 591 мбар (станд.конф.)</p> <p>Попередження ARINC ≥ 618 мбар (увел.дальн.)</p> <p>Сигналізація ARINC ≥ 628 мбар (увел.дальн.)</p>	
<p>Плата РУЧН РТ 1 (MAN CPC 1)</p>	<p>Незалежна сигналізація про висоту в кабіні повинна розраховуватися комп'ю-тером літака, використовуючи аналоговий сигнал про тиск в кабіні.</p>	<p>Попередження вираховується СУОСО (DCU) по аналоговому тиску в кабіні і даним від CBC (ADC) (висота тиску літака) ≥ 591 мбар (станд.конф.)</p> <p>Попередження вираховується СУОСО (DCU) по аналоговому тиску в кабіні і даним від CBC (ADC) (висота тиску літака) ≥ 628 мбар (увелич.дальность)</p>	<p>Попередження вираховується СУОСО (DCU) по аналоговому значенню тиску в кабіні і даним від CBC (ADC) (висота тиску літака) ≥ -34 мбар</p>
<p>Плата АВТО РТ 2 (AUTO CPC 2)</p>	<p>Попередження ARINC ≥ 2591 м (8500 фт)</p> <p>Сигналізація ARINC ≥ 2987 м (9800 фт)</p>	<p>Попередження ARINC ≥ 581 мбар (станд.конф.)</p> <p>Сигналізація ARINC ≥ 591 мбар (станд.конф.)</p> <p>Попередження ARINC ≥ 618 мбар (увел.дальн.)</p> <p>Сигналізація ARINC</p>	<p>Попередження ARINC ≤ -34 мбар</p>

		≥ 628 мбар (увел.дальн.)	
Плата РУЧН РТ 2 (MAN CPC 2)	Незалежна сигналізація про висоту в кабіні повинна розраховуватися комп'ютером літака, використовуючи аналоговий сигнал про тиск в кабіні.	Попередження вираховується СУОСО (DCU) по аналоговому тиску в кабіні і даним від СВС (ADC) (висота тиску літака) ≥ 591 мбар (станд.конф.) Попередження вираховується СУОСО (DCU) по аналоговому тиску в кабіні і даним від СВС (ADC) (висота тиску літака) ≥ 628 мбар (увелич.дальность)	Попередження вираховується СУОСО (DCU) по аналоговому значення тиску в кабіні і даним від СВС (ADC) (висота тиску літака) ≥ -34 мбар

д) Коли запобіжний клапан закритий не повністю, то буде поданий спеціальний дискретний сигнал від кінцевика, розташованого на кожному запобіжному клапані.

е) Сигналізація про відмову, що поступила від регулятора тиску для відображення на пульті керування САРТ (ПУ САРТ//СРСР) у разі виявлення відмови (включаючи внутрішню втрату живлення); також ця сигналізація, у форматі ARINC, поступає в КСЕІС (ЕІСАС).

1.4.4. Забезпечення безпеки системи

Функція обмеження по підвищеному перепаду або по негативному перепаду тиску має більший пріоритет, ніж обидва автоматичних і ручний режими роботи. Виконання цієї функція забезпечується двома пневматичними запобіжними клапанами. Одного клапана достатньо для того, щоб забезпечити обмеження як по перенадуву, так і по негативному перепаду.

Аварійна розгерметизація (функція DUMP) забезпечується в обох автоматичних і ручному режимах за допомогою відкриття електричного випускного клапана.

Автоматичне обмеження по висоті забезпечується (незалежно від регулятора тиску) в автоматичних і ручному режимах за допомогою закриття електричного випускного клапана.

ПІДВИЩЕНИЙ ПЕРЕПАД ТИСКУ

Зниження підвищеного перепаду тиску здійснюється пневматичним чином за допомогою двох запобіжних клапанів.

Функція зниження підвищеного перепаду тиску має пріоритет над обома автоматичними і ручному режимами роботи.

Підвищений перепад тиску сприймається манометровою мембраною (сильфоном). Коли величина перепаду тиску досягає максимального значення, то відкривається клапан перепаду тиску, що дозволяє з'єднати вторинну камеру запобіжного клапана з атмосферою.

Тиск у вторинній камері зменшується і відкривається основний тарільчатий клапан. Максимальний підвищений перепад тиску обмежений величиною:

Ан-148 стандартної конфігурації 571 ± 10 мбар (0,582 кг/см²).

Ан-148 із збільшеною дальністю 608 ± 10 мбар (0,62 кг/см²).

НЕГАТИВНИЙ ПЕРЕПАД ТИСКУ

Зниження негативного перепаду здійснюється пневматичним чином за допомогою двох запобіжних клапанів.

При аварійному зниженні, без наддуву кабіни, коли зовнішній тиск стає більше тиску в кабіні, то перепад тиску між атмосферою і кабіною переміщає дефлектор (15), який відкриває основний тарельчатий клапан (13). Потім вторинна камера скидає тиск в кабіну і клапан відкривається, щоб зменшити негативний перепад тиску до максимального значення -20 мбар ($-0,020$ кг/см²).

АВАРІЙНА РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЯ

Функція аварійної розгерметизації (АВАРІВ РАЗГЕРМ//DUMP) забезпечується в обох режимах АВТО (AUTO) і РУЧН (MAN) :

– В автоматичному режимі, коли кнопка-табло АВАРІВ РАЗГЕРМ (PBA DUMP) знаходиться в положенні "ВКЛ" (ON), електричний випускний клапан переводиться у відкрите положення за допомогою автоматичного каналу в приводі клапана. Швидкість зміни висоти/тиску регулюється на рівні 15,24 м/с (3000 фт/хв), а висота обмежується значенням 4420 м (14 500 фт).

– В ручному режимі кнопка-табло АВАРІВ РАЗГЕРМ (PBA DUMP) не працює

– В ручному режимі можна відкрити електричний випускний клапан, переміщаючи тумблер ОТКР/ЗАКР (UP/DN) в положення ОТКР (UP) до повного відкриття клапана.

ОБМЕЖЕННЯ ПО ВИСОТІ

Функція обмеження висоти в кабіні має пріоритет над обома автоматичними і ручним режимами. Є дві функції обмеження висоти в кабіні – кожна призначена для одного відповідного випускного клапана. Коли висота в кабіні досягає значення 4420 ± 152 м (14500 ± 500 фт), то активізується сигнал про обмеження висоти в кабіні:

Цей сигнал відключає живлення автоматичного каналу випускного клапана і закриває цей клапан за допомогою механізму РУЧН (MAN) в його приводі до тих пір, поки значення висоти в кабіні не опуститься нижче 4419 ± 152 м (14500 ± 500 фт). Цей сигнал має також пріоритет над ручним режимом і закриває випускний клапан за допомогою механізму РУЧН (MAN) в його приводі

Функція обмеження висоти в кабіні повністю незалежна від автоматичних каналів керування. Проте регулятори тиску одержують вхідний сигнал і відстежують роботу функції. Функція обмеження висоти в кабіні (включаючи роботу ручного каналу випускного клапана) перевіряється під час тесту при включенні.

ЗАКРИТТЯ ВИПУСКНОГО КЛАПАНА

В обох автоматичних і ручному режимах, коли натискує кнопка-табло ЗАКР ВК (PBA OFV CLOSE), то відповідний випускний клапан переводиться в повністю закрите положення за допомогою механізму РУЧН (MAN) в приводі цього клапана. Ця функція не залежна від регулятора тиску. Проте інформацію про натиснення

кнопки-табло регулятор тиску одержує по зворотному зв'язку і потім видає її на КСЕІС (EICAS).

1.4.5. Опис елементів системи

Пульт керування САРТ (ПУ САРТ//СРСР) містить необхідні перемикачі для керування системою автоматичного регулювання тиску (САРТ//СРС), як в обох автоматичних, так і в ручному режимах.

В автоматичному режимі, у разі виявлення відмови, на ПУ САРТ (СРСР) спалахує сигналізація ВІДМОВА (FAULT).

В ручному режимі ПУ САРТ (СРСР) пульт безпосередньо управляє електричними випускними клапанами, одержуючи сигнали від тумблера.

Пульт керування САРТ (ПУ САРТ//СРСР) складається з механічної частини, лицьової панелі і електросхеми (див. Додаток З).

Механічна частина складається з монтажної пластини, що підтримує інтегральну светоіндикаторну панель

Регулятор тиску (РТ//СРС) складається з двох частин: управляючий канал на основі мікропроцесора з датчиком тиску (автоматичний канал) і аналогова плата індикації ручного режиму (без програмного забезпечення), яка видає в аналоговій формі (електрична напруга) дані про висоту в кабіні і швидкості зміни висоти в кабіні на КСЕІС (EICAS). З метою керування і моніторингу автоматичний канал кожного регулятора сполучений з протилежним автоматичним каналом іншого регулятора.

Регулятор тиску (РТ//СРС) виконує такі функції:

- Уточнення графіка зміни тиску в кабіні залежно від профілю польоту літака.
- Уточнення логіки керування залежно від етапу польоту літака.
- Регулювання тиску в кабіні за допомогою керування швидкістю в автоматичному каналі приводу електричного випускного клапана.
- Забезпечення сигналізації пілотам і системам літака про небезпечну висоту.

- Забезпечення сигналізації пілотам і системам літака про підвищений перепад тиску.
- Забезпечення сигналізації пілотам і системам літака про негативний тиск.
- Подача сигналу про обмеження висоти на ПУ САРТ (СРСР).
- Забезпечення індикації в ручному режимі.
- Логіка альтернативного керування.
- Роздільне керування витратою витікаючого повітря ХВ/ПЕР (АФТ/ФВ).
- Запуск програми самоконтролю рівня автоматичної системи при подачі живлення (РВІТ) при кожній подачі живлення на землі.
- Запуск програми безперервного самоконтролю (СВІТ).
- Забезпечення інтерфейсу інформацією для технічного обслуговування.

Регулятор тиску в кабіні складається з апаратних блоків, розміщених в механічній частині (корпусі).

Механічна частина складається з металевого корпусу (включаючого інтегровані монтажні вушка) з металевою кришкою.

Визначення тиску в кабіні здійснюється датчиком тиску, який вимірює абсолютний тиск в кабіні P_c . Лінійно-інтегрована схема датчика-перетворювача реєструє тиск за допомогою кремнієвої діафрагми, в якій розміщений повно-активний міст Уїстона. П'єзо-резистивні властивості кремнію використовуються для генерації лінійного вихідного сигналу, пропорційного прикладеному тиску.

Сигнал низького рівня від кремнієвого тензодатчика потім посилюється і перетворюється в цифрове значення.

Крім того, визначається температура датчика тиску, і потім відповідна напруга посилюється і перетворюється в цифрову величину для виконання програмним чином точної температурної компенсації значення тиску в кабіні.

Діапазон вимірювання тиску: від 550 мбар до 1150 мбар

Електричний випускний клапан (BK//OFV) регулює витрату витікаючого повітря за допомогою автоматичного каналу приводу з метою регулювання тиску в кабіні.

Електричний випускний клапан (BK//OFV) складається з вузла випускного клапана, змонтованого разом з потрійним електроприводом.

Вузол випускного клапана складається з:

- корпус (1);
- поворотної заслінки (2), включаючи кільце ущільнювача (3);
- осі (4) на двох підшипниках (5), яка проходить через заслінку. Один підшипник встановлений в корпусі випускного клапана, а інший – на приводі (6).
- Корпус і заслінка виконаний з композитного матеріалу «Ultem».

Привод складається з:

- двох крокових електромоторів (6) для автоматичного керування – поодинці на кожний автоматичний канал редуктора.
- електромотор постійного струму для ручного керування – забезпечуючий ручний канал редуктора.
- редуктора (7) з трьома окремими каналами (два – для автоматичного режиму, один – для ручного режиму) і загальним виходом. Кожний канал нереверсивний і використовує черв'ячну передачу. Кожний канал, по окремі, має кінцеві електровимикачі. Два незаклинюючі механічні упори обмежують хід вихідного валу.
- блок керування (8), що включає два аналогово-цифрових блоки для керування в кожному автоматичному режимі. Ця блоки розділені на такі функціональні частини:

Запобіжний клапан (ЗК//SFV) забезпечує захист від підвищеного і негативного перепадів тиску. Запобіжний клапан надає системам літака інформацію про свій стан (“закритий не повністю”/”not full closed”) за допомогою сигналу від спеціального кінцевика, приєднаного до систем літака.

Запобіжний клапан складається з:

- блоку корпусу (далі корпуси; 2), який дозволяє встановити запобіжний клапан за допомогою фланця на силові елементи конструкції літака;
- кришки (3), включаючи вузол скидання надмірного тиску і вузол фільтру;
- вузла скидання надмірного тиску (4), в якому є манометрова мембрана (сильфон; 5), що приводить в дію клапан перепаду тиску (6). Усередині сильфона підтримується тиск кабіни; зовні — статичний тиск;
- вузла фільтру (далі фільтру; 1), що сполучає запобіжний клапан з кабіною і подаючого у вторинну камеру запобіжного клапана повітря з тиском кабіни;
- основного тарільчатого клапана (13), що складається з основної діафрагми (14), сідла клапана (17), каркаса діафрагми з кришкою і сервокамери (7);
- дефлектора (15);
- пружини (16);
- кінцевого вимикача (кінцевика; 18).

Композитні матеріали, у тому числі армовані склотканню термопластик, використовуються в наступних деталях запобіжного клапана:

- Кришка (3), включаючи вузол скидання надмірного тиску і вузол фільтру.
- Кришка вузла скидання надмірного тиску;
- Сідло тарільчатого клапана;
- Дефлектор;
- Тарільчатий клапан.

1.4.6. Контроль системи

Система автоматичного регулювання тиску (CAPT//CPCS) відстежує і локалізує відмови аж до рівня агрегатів (LRU).

Цей моніторинг і локалізація відмов виконується різними вбудованими програмами самотестування (BITE) :

- Програма “самоконтролю при подачі живлення” (PBIT), яка автоматично запускається при подачі живлення.

– Програма “безперервного самоконтролю” (СВІТ), яка безперервно виконується в ході роботи.

Інформація про відмови може передаватися від регулятора тиску (РТ//СРС) до централізованої діагностичної системи, коли літак знаходиться на землі з вимкненими двигунами (по мітці ARINC 429).

Інформація про відмову випускного клапана передається від випускного клапана до регулятора тиску в кабіні по каналу RS 422.

Моніторинг системи посилений функцією взаємообміну даними (по каналу ARINC 429) між двома регуляторами тиску.

У разі виявлення відмови:

- у польоті – тільки активний регулятор тиску активізує світловий індикатор відмови.
- на землі – обидва регулятори (і активний, і що знаходиться в режимі активного очікування) активізують світловий індикатор відмови.

У разі виявлення відмови, виконуються наступні дії (в повному або частковому об'ємі, залежно від критичності відмови):

- Оберігаюча/коректуюче дія до команд випускного клапана.
- Оберігаюча блокуюча дія для збереження положення випускного клапана при дозволяючому сигналі випускного клапана.
- Реєстрація відмови в енергозалежній пам'яті.
- Ініціалізація значення за умовчанням.
- Включення світлової індикації на пульті керування в кабіні.

Функціональний стан САРТ (СРС) класифікується таким чином:

- Нормальне, якщо відмова (або відмови) не знайдена;
- Ослаблене, якщо знайдена відмова (або відмови) достатньо серйозна, але регулювання тиску в кабіні не втрачено.
- Керування в неробочому стані, якщо знайдена відмова (або відмови) серйозна і автоматичне регулювання тиску в кабіні втрачено.

Тестування системи, виконуване при подачі живлення, є передуючим безперервний моніторинг системи. В його ходу перевіряються деякі функції або компоненти системи, які не можуть бути перевірені під час роботи безперервного моніторингу системи.

Максимальна тривалість тесту при подачі живлення складає 60 сек.

Тест автоматично запускається з регулятора тиску в кабіні при подачі живлення літака, якщо дотримані наступні умови:

- встановлений режим АВТО (AUTO);
- дані оперативної пам'яті (RAM) обнулені;
- немає запиту на обслуговування контроллера (наприклад, одночасно все – стійка шасі обжата, РУД в положенні холостого ходу, потрібна передача і виявлення відмови протягом 0,5 сік);
- літак на землі.

Тестуються такі функції и/или компоненти системи (в обох автоматичних і ручному режимах роботи):

- Управляючі процесорні блоки регулятора тиску (РТ//СРС) і контроллера випускного клапана (ВК//ОФV).

В режимі АВТО (AUTO) безперервний контроль системи виконується регулятором тиску (РТ//СРС) і випускним клапаном (ВК//ОФV).

Регулятором тиску безперервно контролюються наступні:

- Мікропроцесор (CPU);
- Оперативна пам'ять (RAM);
- Аналогово-цифровий перетворювач (АЦП);
- Цифровий канал RS 422;
- Датчики тиску в кабіні (АВТО і РУЧН);
- Приймачі ARINC;
- Дискретні входи;
- Дискретні виходи;
- Пам'ять EPROM;

- Датчик температури (для температурної компенсації датчика тиску в кабіні);
 - Мікросхема забезпечення безпеки (Watch dog);
- Випускним клапаном безперервно контролюються наступні:
- Аналогово-цифровий перетворювач і джерело живлення постійного струму;
 - Приймач RS422;
 - Пам'ять EPROM;
 - Струм електромотора;
 - Цикл керування швидкістю клапана;
 - Наявність зворотного зв'язку;
 - Оперативна пам'ять (RAM).

1.4.7. Принципи обслуговування

Регулятори тиску (РТ//СРС) і випускні клапани (ВК//OFV) є устаткуванням, яке обслуговується «по стану» протягом всього життєвого циклу літака. Запобіжні клапани (ЗК//SFV) є періодично обслуговуваним устаткуванням (функції обмеження перенадува і негативного перепаду тиску повинні перевірятися кожні 2500 годин).

1.4.8. Кваліфікаційні випробування

Випробування системи автоматичного регулювання тиску в кабіні (САРТ//СРС) виконуватиметься у висотній камері LIEBHERR-AEROSPACE TOULOUSE по затвертженій АНТК ім. Антонова програмі кваліфікаційних випробувань (QTR) і буде оформлений акт про кваліфікаційні випробування системи (QTR).

Це випробування, включаючи випробування закінченої системи, призначено для перевірки правильності функцій системи, а саме:

- Повний цикл програм забезпечення на землі і у польоті в автоматичному режимі.

- Повний цикл програм забезпечення на землі і у польоті в ручному режимі.
- Перехід від автоматичного до ручного режиму.
- Перехід від ручного до автоматичного режиму.
- Зміни витрати повітря при роботі у польоті і на землі.
- Система безпеки (підвищений перепад, негативний перепад)
- Втрати тиску на випускному клапані
- Безперервний моніторинг системи (СВІТ)
- Тест системи при подачі живлення (РВІТ)

1.4.9. Надійність системи і її елементів

Очікувана надійність елементів і системи деталізується в наступній таблиці:

Таблиця 1.6

Елемент	Кількість елементів для одного літака	Розрахункове середнє напрацювання на відмову (MTBF) (годинник)	Загальне розрахункове середнє напрацювання на відмову (MTBF) (годинник)
Регулятор тиску в кабіні (РТ//срс)	2	15000	
Випускний клапан (вк//ofv)	2	10000	
Запобіжний клапан (ЗК//SFV)	2	50000	
Система (САРТ//срсс)	1	2678	

1.4.10. Маса системи і її елементів

Розрахункова маса елементів і системи САРТ АН148 деталізується в наступній таблиці:

Таблиця 1.7

Елемент	Кількість елементів для одного літака	Розрахункова маса (кг)	Повна розрахункова маса (кг)
Регулятор тиску в кабіні (РТ//срс)	2	0,9	
Випускний клапан (вк//ofv)	2	2,8	
Запобіжний клапан (ЗК//SFV)	2	1,3	
Система (САРТ//срс)	1		10

РОЗДІЛ 2 НАУКОВО-ДОСЛІДНА ЧАСТИНА

2.1. Регулятори тиску повітря в ГК

2.1.1. Можливі способи регулювання тиску в кабіні

Підтримка необхідного тиску повітря в ГК літаків проводиться автоматичними регуляторами тиску за певною програмою. Під програмою регулювання розуміється залежність тиску повітря в кабіні від висоти польоту $p_k=f(h)$ (рис. 2.1).

Розглянемо можливі програми регулювання тиску повітря в ГК літаків.

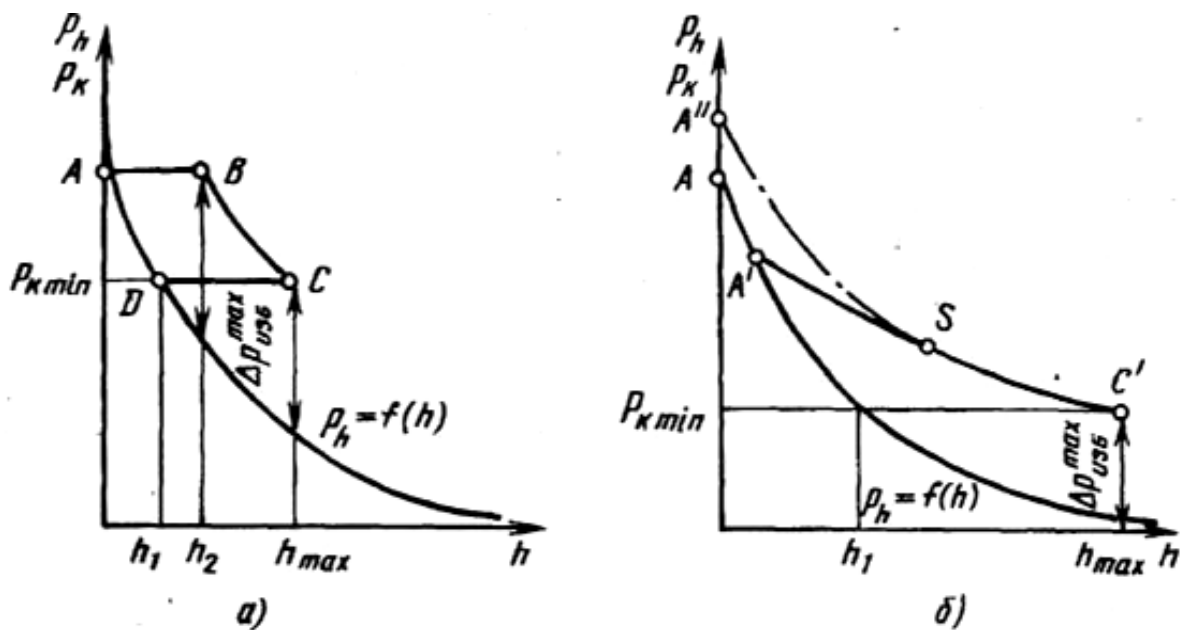


Рис. 2.1. Програми регулювання повітря в герметичній кабіні:
а – пасажирських літаків; б – маневрених літаків.

При стоянці літака на землі і працюючій СКП в ГК не повинно бути надмірного тиску (точка А). Підтримка в ГК постійного тиску, рівного наземному на всіх ділянках польоту $p_k = \text{const}$, приводить до збільшення надмірного тиску при збільшенні висоти польоту, а отже, до збільшення навантажень на стінки ГК. Тому на максимальній висоті польоту h_{\max} бажано мати в ГК мінімально можливий тиск $p_{k \min}$, відповідний максимальній "висоті в кабіні" h_1 , визначений фізіолого-гігієнічними вимогами.

Виходячи із значень $p_{k \min}$ і p_h при h_{\max} визначають розрахункове значення максимального надмірного тиску $\Delta p_{\max \text{ изб}}$ (точка С). Згідно умовам міцності надмірний тиск на висотах нижче h не повинен перевершувати $\Delta p_{\max \text{ изб}}$ (лінія ВС).

З урахуванням даних обмежень виділяють область ABCD, зображену на рис. 2.1, а, в межах якої можливо регулювання тиску в кабіні по будь-якій з технічно реалізованих і прийнятних по інших міркуваннях програм.

Найпростішою була б програма А – D – С, але вона при існуючих швидкопід'ємностях сучасних літаків не забезпечує допустиму по фізіолого-гігієнічних міркуваннях швидкість зміни тиску в кабіні $(dp_k/dt)_{\text{доп}}$ на ділянці

А – D. Зв'язок між швидкістю зміни тиску в кабіні і вертикальною швидкістю літака може бути отриманий з наступного виразу:

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{dp_k dh}{dh dt} = \frac{dp_k}{dh} V_y \quad (3.1)$$

де dp_k/dh характеризує нахил кривої $p_k=f(h)$.

В зоні вільної вентиляції (лінія AD, $p_k \approx p_h$), а також при постійності надмірного тиску в кабіні (лінія ВС, $\Delta p_{\text{ изб}} = \text{const}$) швидкості зміни тиску при вертикальних маневрах літака однакові і в кабіні і в атмосфері.

Більш сприятливою для самопочуття людей є програма регулювання тиску по лінії А – В – С, яка забезпечує нульову швидкість зміни тиску на ділянці А – В і відносно невисоку швидкість зміни тиску на ділянці В – С (в порівнянні з ділянкою А – D).

Нормативними документами для пасажирських літаків встановлено, що при будь-яких помірно вірогідних відмовах СКП і СРТ швидкість зміни тиску повітря в герметичній кабіні не повинна перевищувати 0,667 кПа/с на підвищення тиску і 1,33 кПа/с на пониження.

Якщо відома вертикальна швидкість літака, то по (2.1) можна знайти значення градієнта dp_k/dh , при якому забезпечуються допустимі швидкості зміни тиску в кабіні.

Як видно з таблиці, в ГК більшості сучасних пасажирських літаків використана програма регулювання А – В – С. Висота h_2 , до якої підтримується $p_{k0}=\text{const}$, залежить

від максимальної висоти польоту h_{\max} і прийнятого значення "висоти в кабіні" h_1 . В ГК літаків останнього покоління (Ил-96, Ту-204) регулювання тиску здійснюється трохи інакше. Зменшення швидкості зміни тиску при підйомі і спуску досягається тим, що за рахунок введення в регулятор тиску додаткових пристроїв здійснюється програма, що забезпечує закон $dp_k/dt \leq (dp_k/dt)_{\text{доп}}$ в межах всієї області регулювання ABCD.

Для маневрених літаків "висота в кабіні" не повинна перевищувати 7...8 км, оскільки члени екіпажа забезпечені системами забезпечення життєдіяльності; при цьому для сучасних літаків максимальний надмірний тиск $\Delta p_{\max \text{ изб}} \approx 30$ кПа (220 мм рт. ст.) (рис. 2.1, б).

Допустимі швидкості зміни тиску в кабіні для тренованого льотного складу вище, ніж для пасажирів: при наборі висоти можлива швидкість зниження тиску до 2,66 кПа/с, при спуску і збільшенні тиску норма зменшується до 1,33 кПа/с. Але не дивлячись на це, через велику вертикальну швидкість маневрених літаків, бажано обмежувати dp_k / dh , вводячи в програму регулювання ділянку A'S, на якій $dh_k/dp = \text{const}$. Якщо літак призначений для польотів на середніх і великих висотах, то програма регулювання A – A' – S – C' включає зону вільної вентиляції AA' (звичайно від 0 до висоти 2000 м). Ця зона потрібна, щоб, не ускладнюючи конструкції регулятора, виключати необхідність його перенастроювання на величину барометричного тиску, що змінюється, на аеродромі зльоту або посадки (оскільки в іншому випадку стає можливим надмірний тиск в кабіні в наземних умовах, що небажано). Для літаків, що виконують маневри на малих висотах, подібне спрощення неприпустимо, і доводиться доповнювати регулятори пристроями, що забезпечують початок герметизації відразу після зльоту літака і обмежувачами швидкості зміни тиску в кабіні. Такий тип програми характеризується кривою A – A'' – S – C''. Тиск в точці A'' може досягати 106,6 кПа (800 мм рт. ст.).

2.1.2. Об'єкти випробувань

Система автоматичного регулювання тиску повітря в кабіні є електричною системою керування (окрім функції скидання тиску) і складається з наступних агрегатів: двох цифрових регуляторів тиску, двох електричних випускних клапанів,

двох запобіжних клапанів, одного пульта керування системою. Кожний регулятор тиску має «автоматичний канал» регулювання тиску в кабіні, заснований на мікропроцесорі.

Цифрова електрична система регулювання тиску в кабіні має три незалежні режими роботи:

– два однакових, незалежних автоматичних режими, автоматично керовані електричними випускними клапанами за допомогою цифрового регулятора.

– один ручний режим, в якому електричні випускні клапани керуються вручну тумблером, що знаходиться на ПУ САРТ .

В режимі АВТО індикація висоти і швидкості в кабіні, а також перепаду тиску проводиться на екрані КСЕІС за допомогою цифрового каналу ARINC. В режимі РУЧН індикація висоти в кабіні і швидкості зміни висоти/тиску в кабіні проводиться на екрані КСЕІС за допомогою аналогового каналу.

Вузол випускного клапана складається з:

- корпус (1);
- поворотна заслінка (2), включаючи кільце ущільнювача (3);
- вісь (4) на двох підшипниках (5), яка проходить через заслінку.

Один підшипник встановлений в корпусі випускного клапана, а інший – на приводі (6).

Однією з проблем сучасних літаків є шум, що досягає таких великих величин, які перевищують межі які витримує людина. Джерелами шуму є двигуни, повітряні гвинти, забірники повітря й приграничний шар повітря, що обтікає літак.

Шум - це спектр звукових хвиль, що діють одночасно на слуховий апарат людини.

Звук - це одна з форм енергії, яка передається хвильовим рухом повітря. Він характеризується частотою, амплітудою, довжиною хвилі й величиною тиску, що розвивають звукові хвилі.

Людина сприймає як чутний звук коливання повітря в діапазоні частот від 16 — 20 до 15 000 — 20 000 *гц*. При цьому звуки підрозділяються по частоті на низькі — до 600 *гц*, середні — від 600 до 2400 *гц* і високі — більше 2400 *гц*.

2.1.3. Мета акустичних вимірів, зроблених на випускному клапані САРТ

- Переконатися, що серійний випускний клапан «свистить» у діапазоні висот від 5000 до 10000 метрів,
- Порівняти вимірювані рівні з конфігурацією, затвердженою в процесі розробки,
- Визначити ефективність доробки випускного клапана з метою зниження “свистячого ефекту”.

2.2 Методика випробовування

Завдяки характеристикам спрямованості датчиків інтенсивності звуку, спрощується вибір місця розташування джерела, тому що чутливість змінюється в межах 90° від осі датчика.

Оскільки джерела можна розділити на сегменти й ізолювати, джерела можна просто розташувати в порядку значимості (рівнів потужності звуку або рівнів інтенсивності звуку).

На практиці виміри інтенсивності звуку виконуються за допомогою ручної системи виміру. Порядок виконання виміру:

1. Відкалібрувати систему,
2. Виконати виміри одним з обраних способів,
3. Оцінити якість результатів у будь-який момент під час виміру. Це дозволить повторити або поліпшити вимір,
4. Оцінити результати вимірів і розрахунків, включаючи такі якісні показники, як динамічні характеристики.

Методика заміру інтенсивності звуку має переваги тому, що:

- вона менш чутлива до фонового шуму, чим виміри звукового тиску. Більш високі рівні фонового шуму можуть бути прийняті за умови, якщо вони постійні.

- Вона подає інформацію про спрямованість потоку акустичної енергії. Це корисно при розміщенні джерел.
- Вона дозволяє розділити джерела на окремі сегменти.
- Вона дозволяє ізолювати досліджуваний об'єкт, так що інші джерела можуть продовжувати працювати.
- Вона дозволяє одержати показники якості вимірів (такі як зовнішній шум і повторюваність) для поліпшення контролю вимірів.

Але поверхня не повинна містити звукопоглинаючі матеріали. Крім того, фоновий шум не повинен змінюватися.

2.2.1. Діючі стандарти на випробування

Стандарт 9614-1

Стандарт ISO 9614-1 був прийнятий технічним комітетом Міжнародної організації по стандартизації ISO/TC 43, «Акустика», підкомітет SC1, «Шум».

Стандарт ISO 9614 містить докладний опис методів, що дозволяють визначити рівень потужності звуку джерела при неясних умовах виміру, і накладає менше обмежень, чим серійні стандарти ISO 3740 - ISO 3747. [2] - [9]

Стандарт ISO 9614 доповнює стандарти ISO 3740 - 3747, які описують різні методи визначення рівня потужності звуку, виробленого верстатами або встаткуванням. Стандарт ISO 9614 відрізняється від міжнародних стандартів з трьох причин:

- Вимірюються як звуковий тиск, так й інтенсивність звуку.
- Чіткість у визначенні рівня потужності звуку залежить від класу вимірів.
- Фактичні межі виміру апаратури обмежують вимір інтенсивності до третіх октавних частот від 50 Гц до 6300 Гц, і значення А-зважування (A-weighting) впливають із третьої октавної або октавної смуги частот. Стандарт ISO - 9614 описує метод визначення рівня потужності звуку, отриманий на основі виміру інтенсивності постійного джерела звуку. Вимір інтенсивності виконується на замкнутій поверхні, що містить джерело (джерела). Теоретичні визначення й принципи будуть викладені в наступному параграфі.

Вимір інтенсивності звуку

Акустичні виміри на стенді перевірки системи автоматичного регулювання тиску в кабіні являють собою вимір інтенсивності звуку, виконаний описаним нижче способом.

Область застосування

Стандарт ISO 9614 описує метод виміру звичайної складової інтенсивності звуку на поверхні виміру, що містить один або кілька джерел шуму, рівень потужності звуку яких треба визначити. На основі даних вимірів розраховується рівень потужності звуку для октавної або третьої октавної смуги частот або зважений рівень на обмеженій кількості смуг частот.

Цей метод застосовується на кожному джерелі, де можна визначити фізично стабільну поверхню виміру, на якій акустичні сигнали повинні бути постійні протягом якого-небудь часу. Джерело звуку визначається вибором поверхні виміру. Цей метод може застосовуватися на місці або на спеціальному іспитовому стенді.

Стандарт ISO 9614 застосовується для джерел звуку, що перебувають у будь-якому середовищі, але зміна в часі повинна бути слабкою, щоб дотримати точності вимірів. Крім того, повітряний потік (на замкнутій поверхні) повинен бути слабким для виконання вимірів за допомогою датчика інтенсивності.

У додатку В к стандарту ISO 9614 описані додаткові процедури для визначення рівня потужності звуку. Отримані результати показують якість акустичних вимірів, отже, клас вимірів (лабораторія: клас 1, експертиза: клас 2, контроль: клас 3).

2.2.2 Визначення

Рівень (нормальної) інтенсивності звуку:

$$L_{I_n} = 10 \cdot \log \left(\frac{I_n}{I_o} \right) \text{ (дБ)}$$

де I_o - вихідна інтенсивність, стандартизована як 10^{-12} Вт/м²

Потужність звуку:

$$P_i = \vec{I}_i \cdot \vec{S}_i = I_{ni} \cdot S_i$$

$$P = \sum_{i=1}^N P_i$$

$$|p| = \left| \sum_{i=1}^N P_i \right|$$

де N - кількість елементарних поверхонь на замкнутій поверхні.

Рівень потужності звуку :

$$L_w = 10 \cdot \log \left(\frac{|P|}{P_o} \right) \text{ (дБ)}$$

де P_o - вихідна потужність, стандартизована як 10^{-12} Вт.

Показник інтенсивності залишкового тиску:

$$\delta_{pl_o} = (L_p - L_{l_n})$$

Динамічна характеристика:

$$L_d = \delta_{pl_o} - K \text{ (дБ)}$$

де K=10 для класу 1 (лабораторія)

K=10 для класу 2 (експертиза)

K=10 для класу 3 (контроль)

Відхилення у визначенні рівня потужності звуку:

Таблиця 2.1

Середні частоти октавних смуг (Гц)	Середні частоти третіх октавних смуг (Гц)	Стандартне відхилення, с		
		Лабораторія Клас 1 (дБ)	Експертиза Клас 2 (дБ)	Контроль Клас 3 (дБ)
63-125	50-160	2	3	
250 - 500	200-630	1,5	2	
1000-4000	800 - 5000	1	1,5	
	6300	2	2,5	
А-зважування				4

Критерії виміру по стандарті 9614-1

- Зміна звукового поля в часі:

$$F_1 = \frac{1}{I_n} \sqrt{\frac{1}{M-1} \sum_{k=1}^M (I_{nk} - \bar{I}_n)^2}$$

$$\bar{I}_n = \frac{1}{M} \sum_{k=1}^M I_{nk}$$

Примітка: Звичайно М дорівнює 10, оскільки рекомендується використати час інтегрування, принаймні, від 8 до 12 секунд й/або кілька циклів для періодичних сигналів.

Зміна поверхні звукового поля:

$$F_2 = \bar{L}_p - \bar{L}_{|I_n|}$$

$$\bar{L}_p = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N 10^{L_{pi}/10} \right) \text{ (дБ)}$$

$$\bar{L}_{|I_n|} = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N \frac{|I_{ni}|}{I_o} \right) \text{ (дБ)}$$

Показник негативної елементарної потужності:

$$F_3 = \bar{L}_p - \bar{L}_{I_n}$$

Неоднорідність акустичного поля:

$$F_4 = \frac{1}{I_n} \sqrt{\frac{1}{N-1} \cdot \sum_{i=1}^N (I_{ni} - \bar{I}_n)^2}$$

Див. стандарт ISO 9614, якщо необхідно додаткову інформацію.

Характеристики встаткування вказуються в наступному параграфі.

Установка середовища вимірів повинна бути у відповідності з описом іспитового стенда.

2.3 Стендові дослідження

2.3.1.Опис іспитового стенда

Система встановлена на іспитовому стенді САРТ, і поверхня виміру визначена відповідно до ISO 9614.

Установка клапана на стенді САРТ для виміру акустичних характеристик не відображає встановлення на літаку, оскільки неможливо відтворити аеродинамічні явища, що відбуваються уздовж корпусу літака на реальних швидкостях.

Однак, він дозволяє визначити для області значень, обумовленої для кожного застосування, загальний рівень акустичного шуму від клапана у кабіні.

У других, можна одержати спектральну характеристику за допомогою перетворення Фур'є, для певної робочої точки.

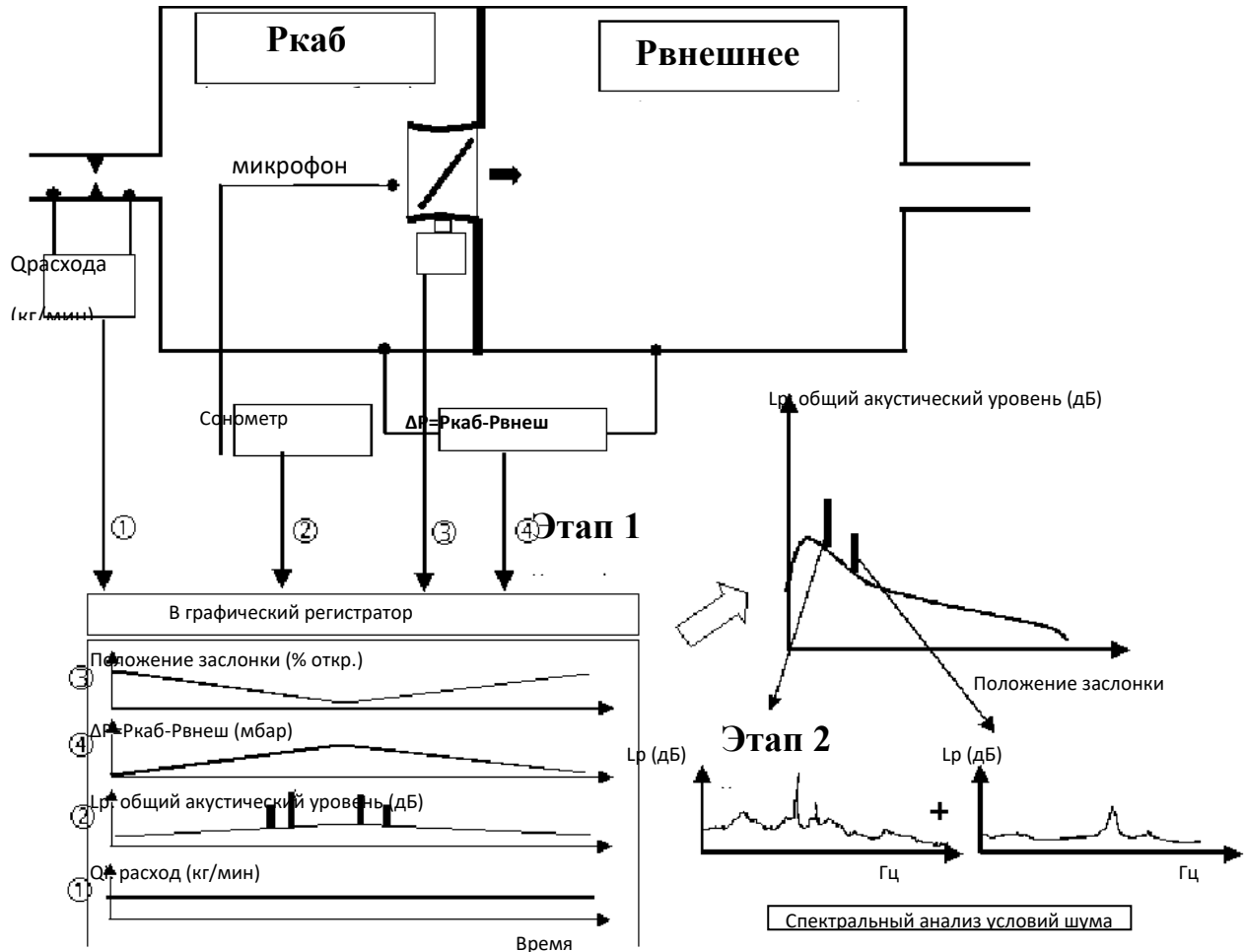


Рис. 2.2 Загальна методика отримання акустичних характеристик клапана на стенді САРТ

2.3.2 Вимір акустичного тиску

Вимір акустичного тиску проводився за допомогою еталонного мікрофона.

Параметри акустичного каналу для цієї серії випробувань були наступні:

№ каналу повної шкали	Виходить автоматично
Параметр калібрування	0.0502 У, що відповідає 94 дБ

Дисплей	По ширині спектра
Діапазон частот	[0 - 20000] Гц
Дозвіл	1600 ліній
Weighting	Flat-top
Перекриття	Максимальне
Усереднення	Перехресні властивості
Метод	Лінійний
Час прийому	10 секунд
Поточний номер	35 комплектів

Вимір тиску проводився у відсіку "кабіна". Мікрофон був встановлений перпендикулярно клапану на відстані 25 см. Вимір акустичного тиску проводився для наступних значень ΔP : 240 - 260 - 280 - 300 мбар під час набору висоти й зниження, кут близько 27° . Для найбільш підходящих конфігурацій проводилися випробування до 500 мбар.

Іспитове встаткування

Таблиця 2.2

УСТАТКУВАННЯ	ТИП	№ СЕРІЇ
Мікрофон 1/2"	ВК Falcon 4190	
Мікрофон 1/2"	ВК Falcon 4190	
Попередній підсилювач	ВК 2669L	
Попередній підсилювач	ВК 2669L	
Джерело живлення мікрофонів на 2 входи	ВК 5935	
Калибратор	ВК 4231	
Захисний ковпачок	ВК UA2337	
Кабелі, допоміжне устаткування	ВК	
Аналізатор спектра на 2 входи	Spectra Dynamics	

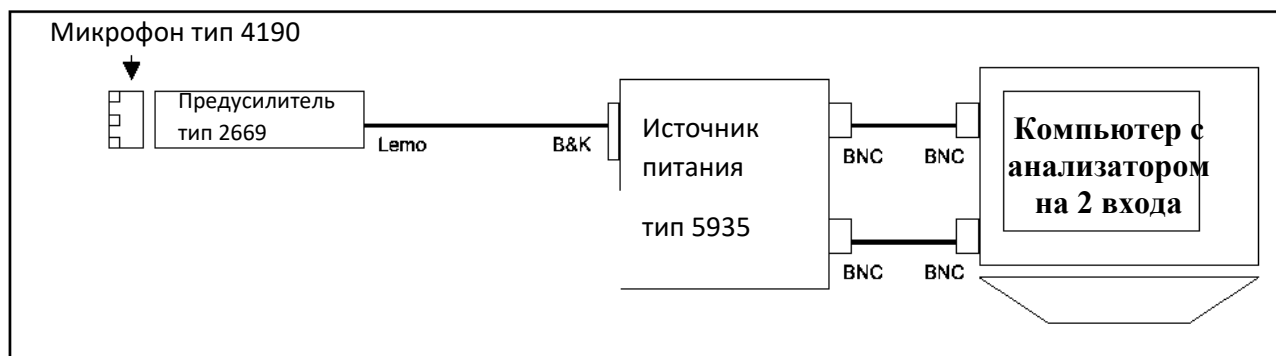


Рис. 2.3 Схема каналу вимірювань

2.3.3. Умови випробувань – характеристики стенда САРТ – T_R – коефіцієнт відбиття

Акустичні характеристики стенда САРТ були отримані шляхом вимірів часу відбиття TR60 і середнього еквівалентного коефіцієнта поглинання.

Таблиця 2.3.

Частота (Гц)	T_R (с)	$\alpha_{ср}$
400	2.19	0.05
500	2.02	0.05
630	2.05	0.05
800	1.96	0.06
1000	2.02	0.05
1250	1.92	0.06
1600	1.98	0.05
2000	1.85	0.06
2500	1.76	0.06
3150	1.58	0.07
4000	1.46	0.07
5000	1.14	0.10
6300	0.98	0.11
8000	0.73	0.15

При цих випробуваннях використалася наступна схема польоту:

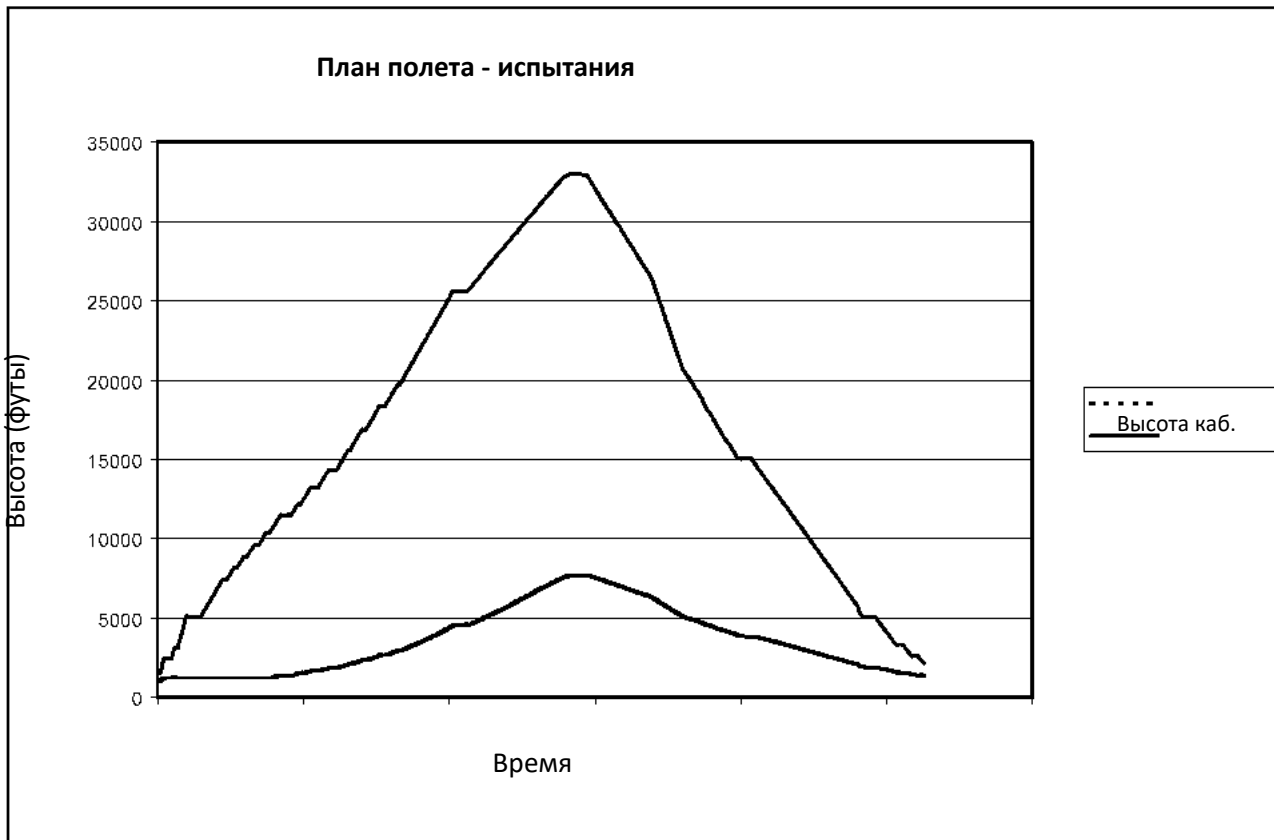


Рис. 2.4 Схема польоту

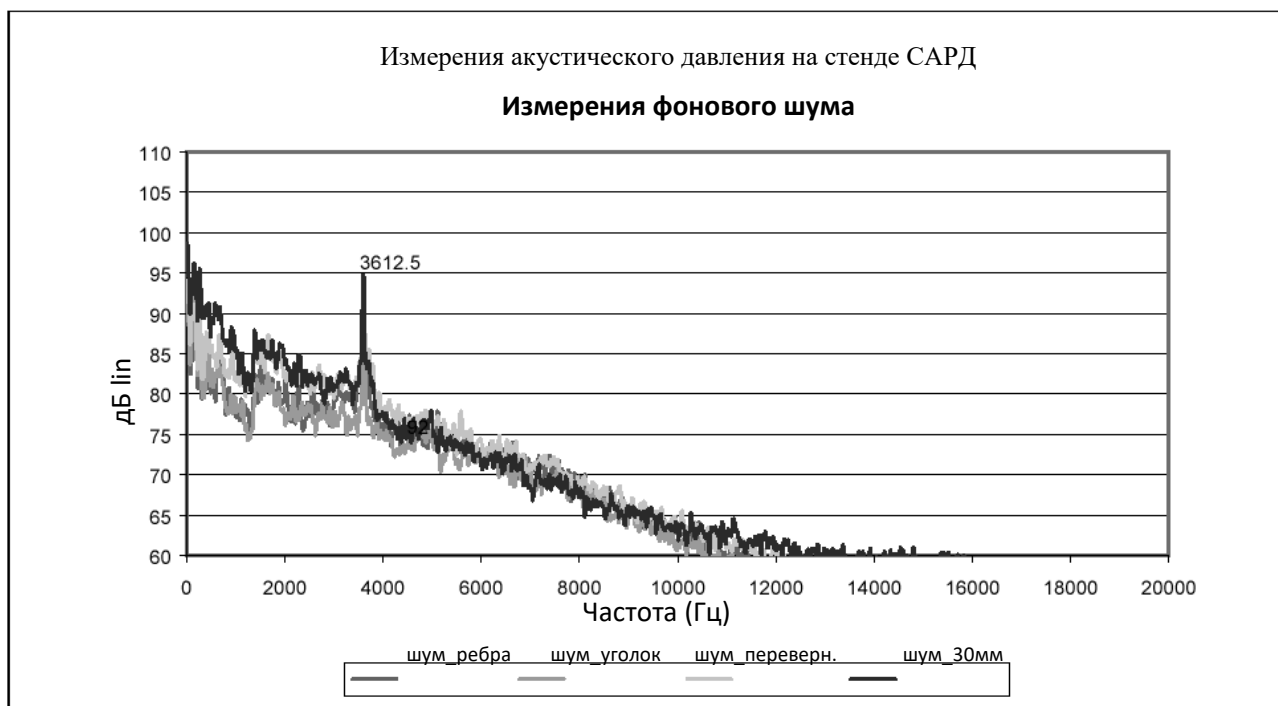


Рис. 2.5 Виміри фонового шуму при випробуваннях

2.4 Програма випробувань

Були випробувані наступні конфігурації:

- 1: Клапан у стандартній конфігурації
- 2: Клапан із заслінкою з ребрами (див. додаток 1)
- 3: Клапан із захисними ґратами зверху (див. додаток 2)
- 4: Клапан зі скобою, установленої на заслінці для зміни витрати (див. додаток 3)
- 5: Клапан з невеликим куточком, установленим близько до краю заслінки (див. додаток 4)
- 6: Клапан з куточком 30 мм, розташованим на корпусі, близько до краю заслінки в положенні регулювання ($25^\circ - 30^\circ$) (див. додаток 5)
- 7: Клапан з куточком 50 мм, розташованим на корпусі, близько до краю заслінки

Із клапаном АНТК на стадії розробки виникла проблема шуму на літаку при наборі висоти й зниженні при значеннях ΔP (кабіна - атмосфера) між 200 й 300 мбар.

Отже, клапан (стандартна конфігурація) був установлений на стенді САРТ із характеристиками. Всі конфігурації, представлені далі, випробовувалися при найбільш подібних умовах (подача повітря - клапани - вакуумний насос PV7)

Виміри акустичного тиску наведені для набору висоти й зниження при наступних значеннях:

- $\Delta P = 240$ мбар
- $\Delta P = 260$ мбар
- $\Delta P = 280$ мбар
- $\Delta P = 300$ мбар

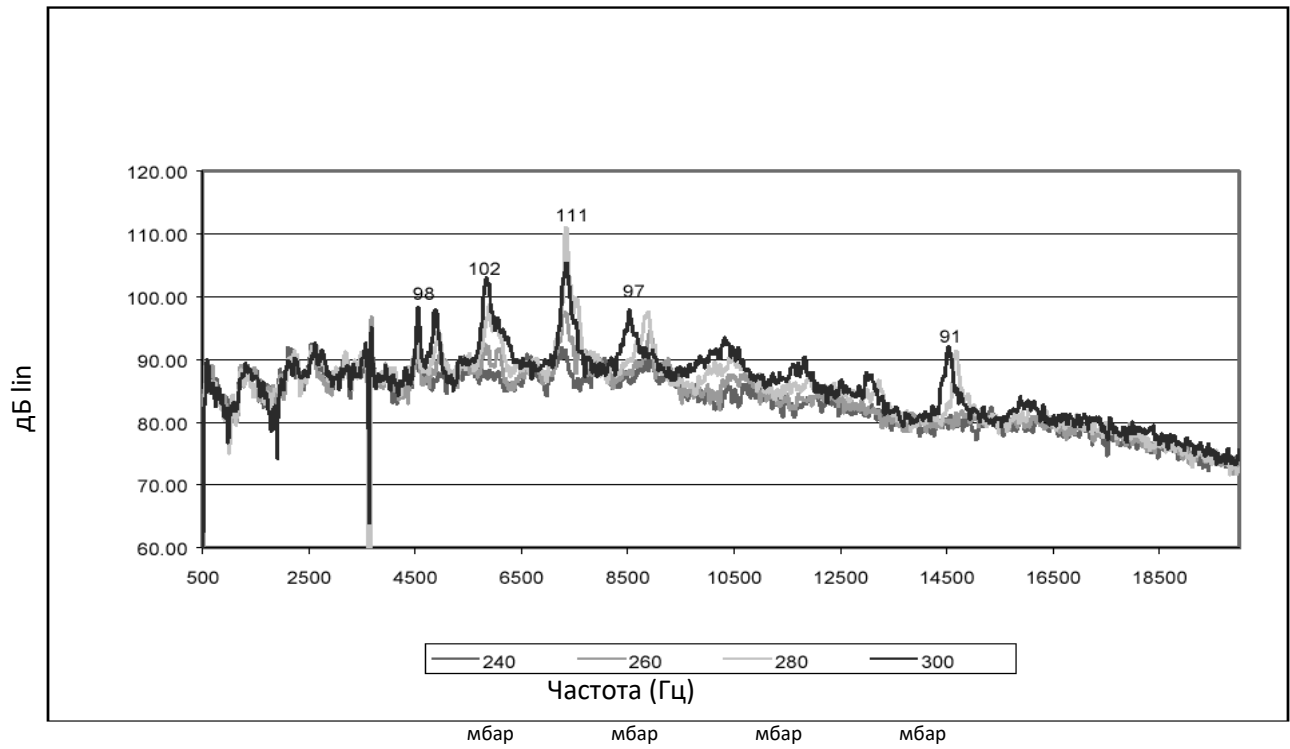


Рис. 2.6 Вимірювання акустичного шуму клапана в стандартній конфігурації на стенді САРТ

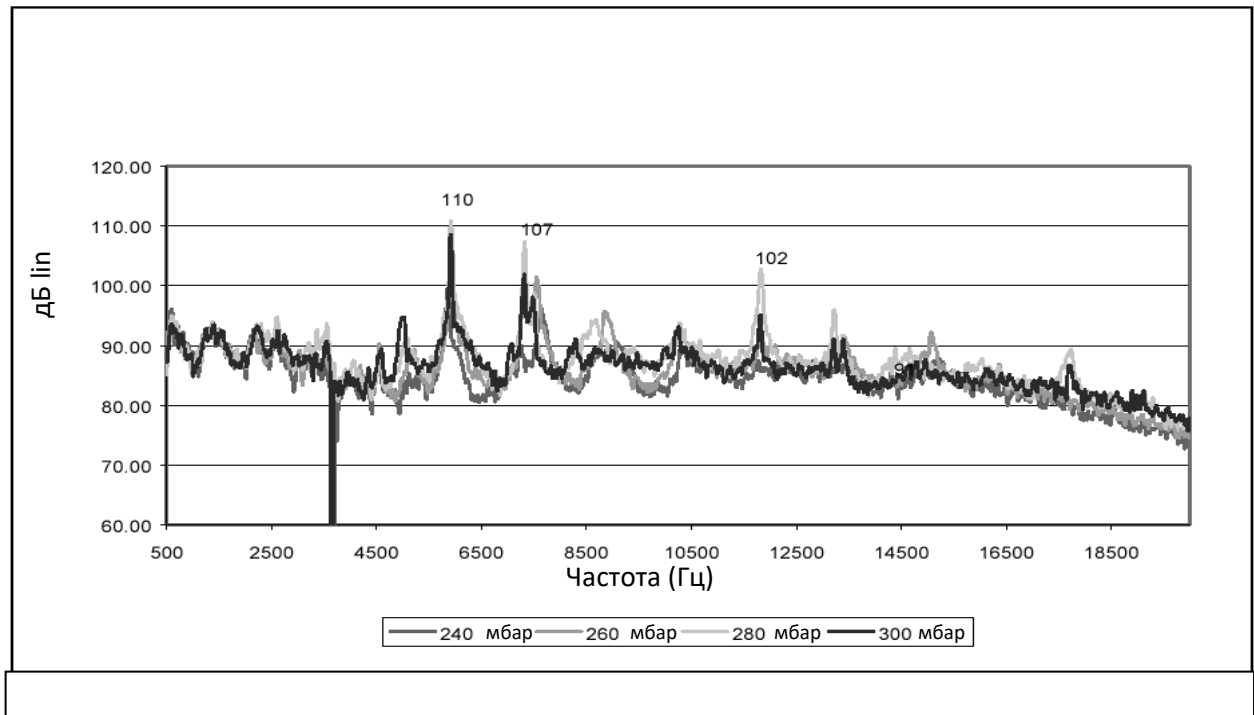


Рис. 2.7 Акустичні вимірювання впливу фонового шуму, виробленого стандартним клапаном

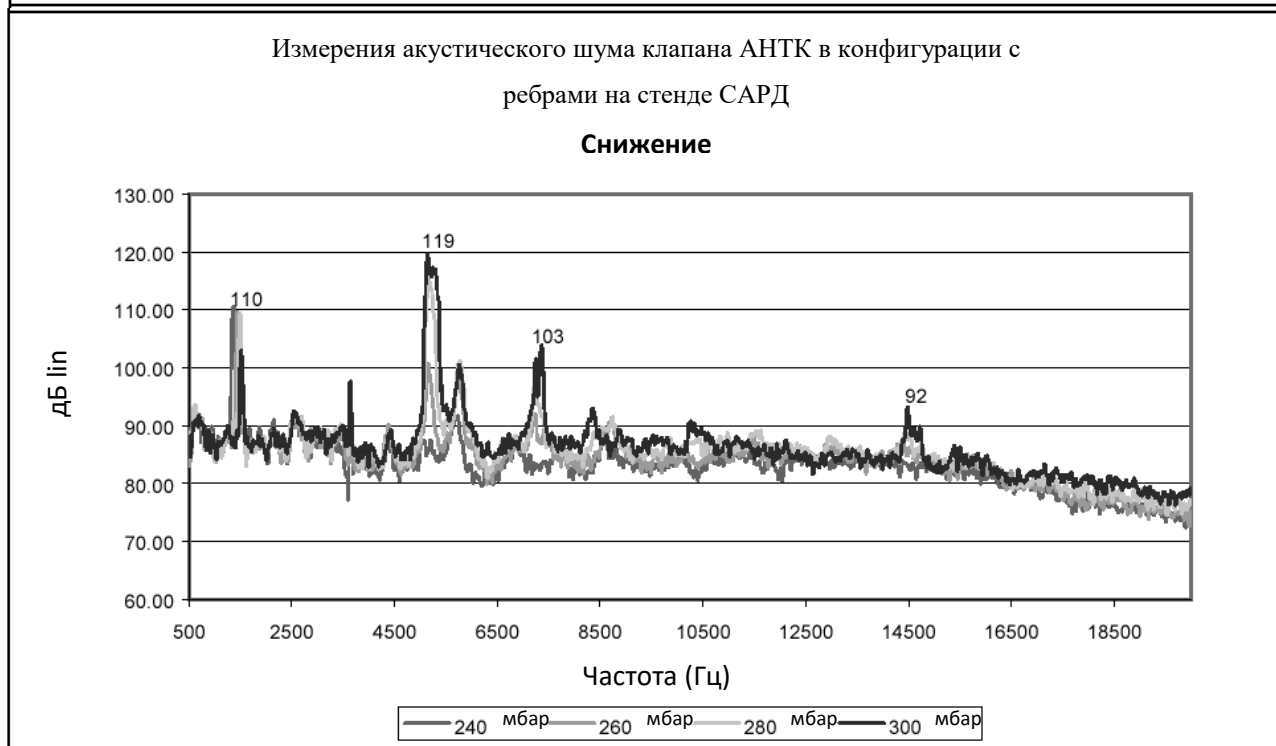
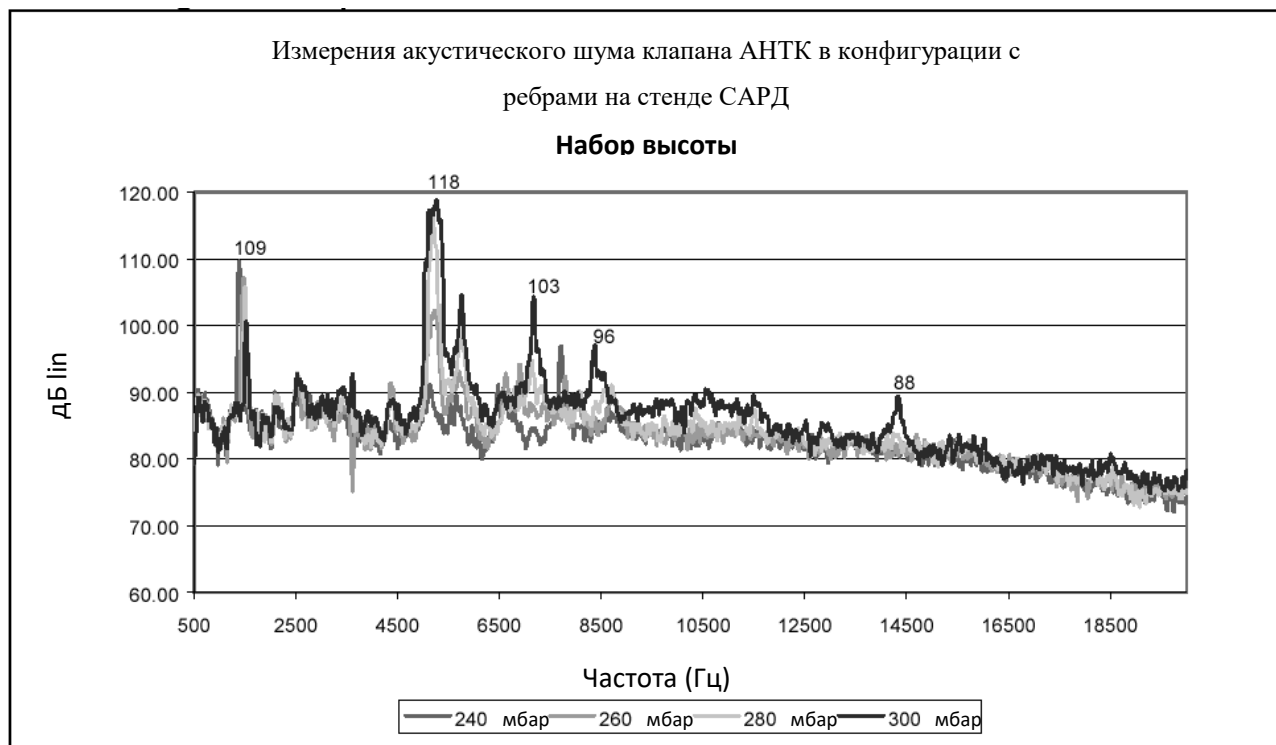
На представлені результати вимірів вплинув фоновий шум. Стенд САРТ також впливає на рівень вимірюваного шуму. Однак, у цьому звіті зневажаємо впливом відбитого поля, тому що це не кваліфікаційні випробування.

Для інформації:

- При вимірі акустичного тиску на відстані 25 см від клапана, для рівня шуму, еквівалентного 100 дБ рівень відбитого поля становить приблизно 2 дБ.
- Рівень відбитого поля є функцією частоти й не однаковий по всьому спектрі.

Застосування результатів випробувань

- Конфігурація - заслінка з ребрами

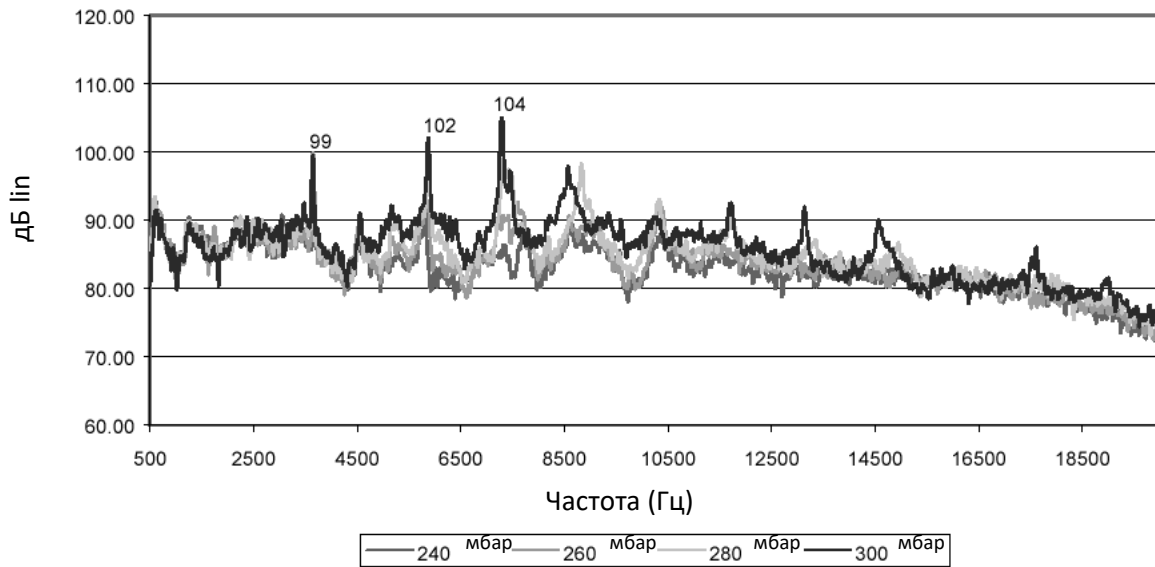


Клапан АНТК – Конфигурация: заслонка с ребрами

■ Конфігурація - із захисними ґратами зверху

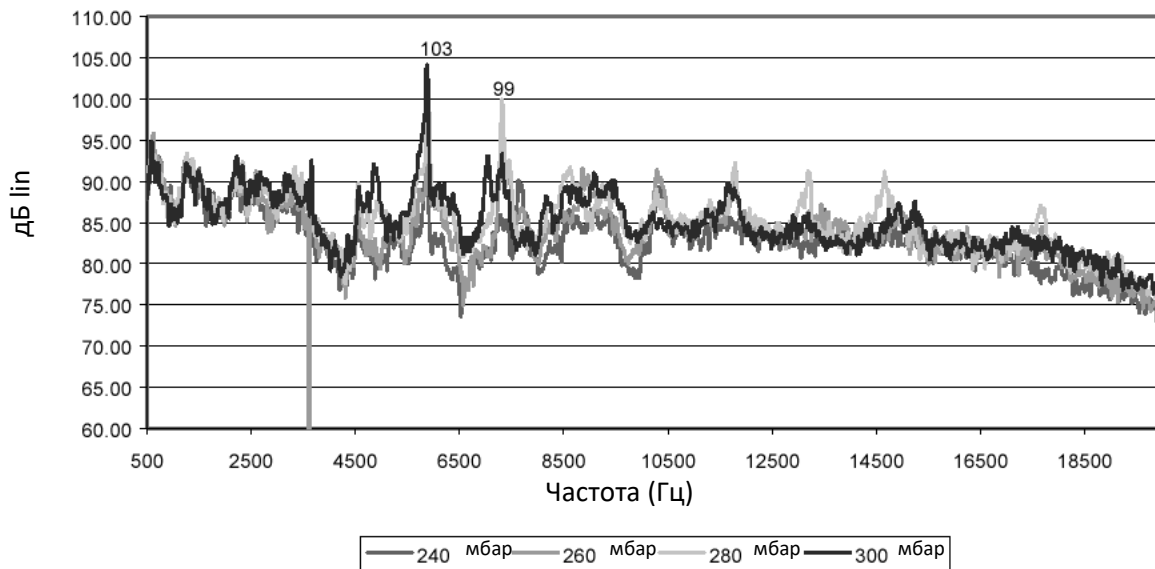
Измерения акустического шума клапана АНТК в конфигурации с защитной решеткой сверху на стенде САРД

Набор высоты



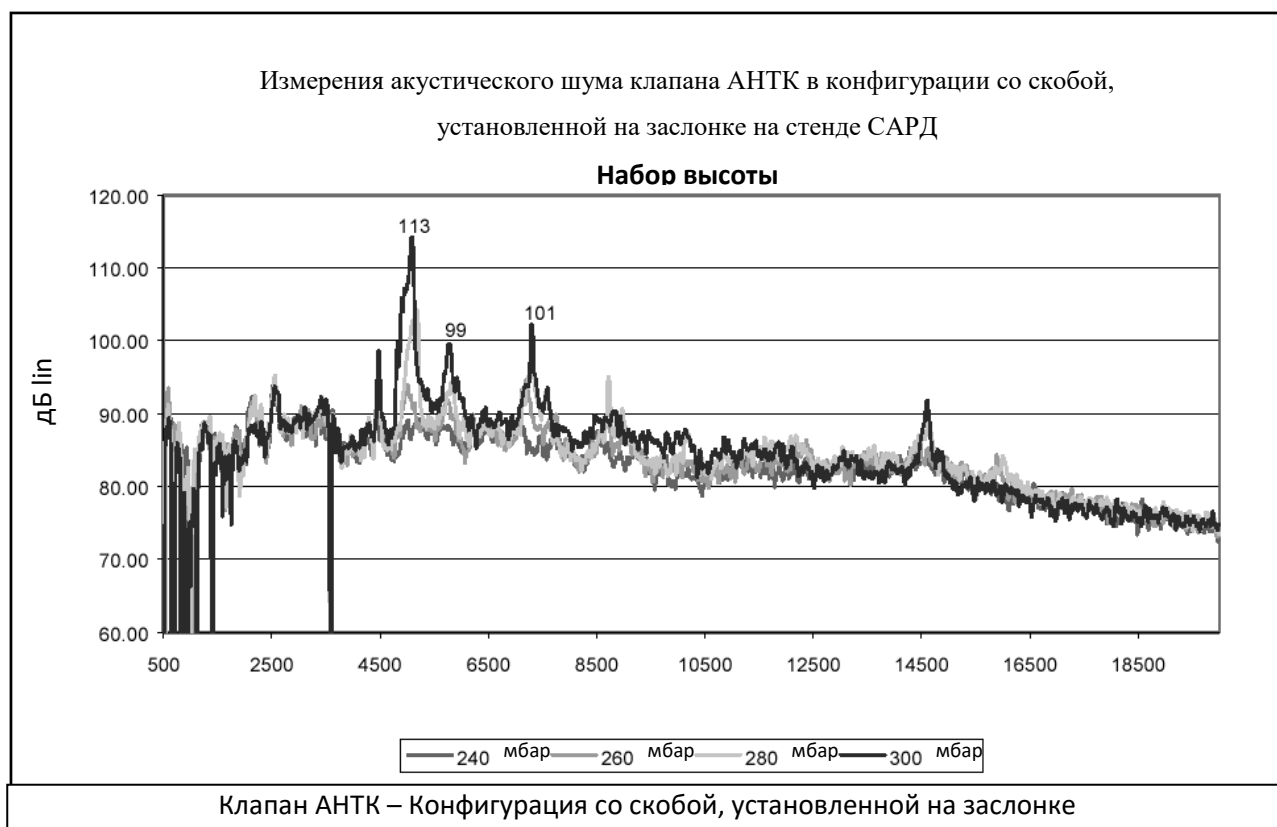
Измерения акустического шума клапана АНТК в конфигурации с защитной решеткой сверху на стенде САРД

Снижение



Клапан АНТК – Конфигурация с защитной решеткой сверху

- Конфігурація - зі скобою, установленною на заслінці



Конфігурації клапана "з ребрами" (див. додаток 1) і "із ґратами зверху" (див. додаток 2) не зробили ніякого позитивного впливу на спектр шуму, протестовано також конфігурацію зі скобою, установленною зверху заслінки для зміни витрати, близько до краю заслінки. Видно, що при наборі висоти, спостерігається різний акустичний спектр для різних значень ΔP . Тому не проводили вимірів при зниженні.

Ця конфігурація, що вже випробовувалася для інших цілей, не підходить для цих випробувань АНТК.

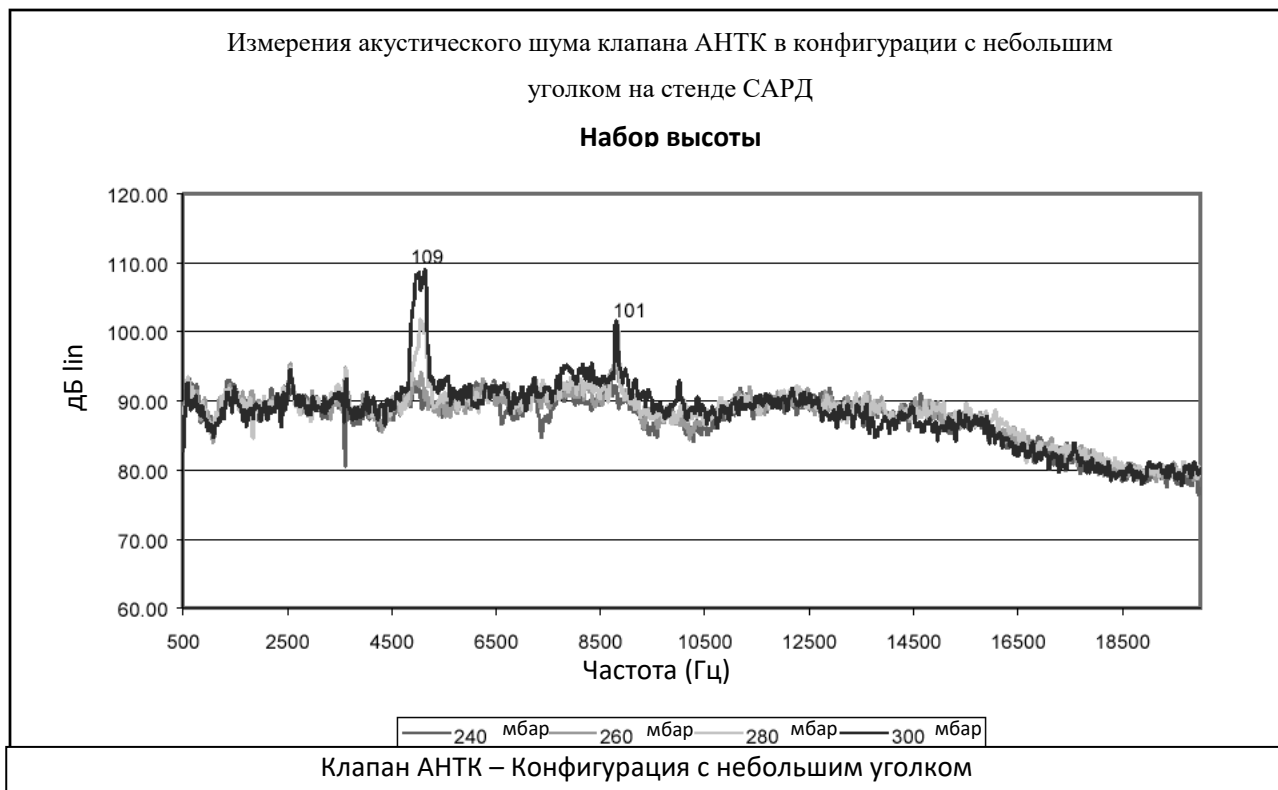
Конфігурація - з невеликим куточком, установленним на заслінці

Ідея, використовувана у двох наступних випробуваннях:

- Невеликий куточок,
- Більше високий куточок,

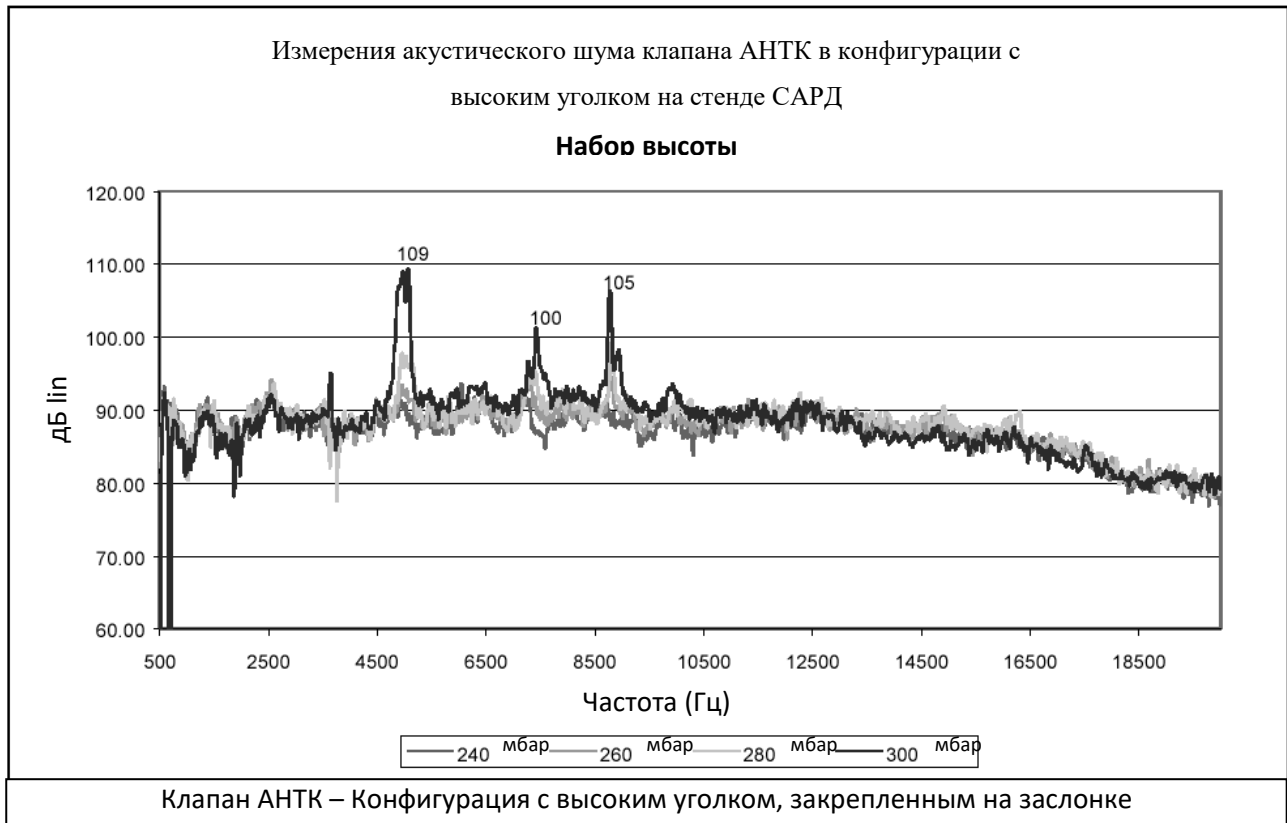
Полягає в тім, щоб локально зменшити швидкість руху повітря при проході через клапан.

Виходячи із цього, розмістили цю деталь, у формі куточка (див. додаток 4), посередині заслінки, саме перед краєм, для зменшення швидкості руху повітря в цій зоні де спостерігаються найбільш значні швидкості.



Тому що при наборі висоти спостерігаються акустичні викиди, то відразу перейшли до наступної конфігурації: заслінка з куточком, розміщеним у такий же спосіб, але більше високим.

- Конфігурація - з більше високим куточком



Додавання куточка вгорі на заслінці, не робить позитивного впливу на зменшення рівня шуму.

- Конфігурація - з переверненою заслінкою

У цій конфігурації заслінку повертають гладкою стороною до краю.



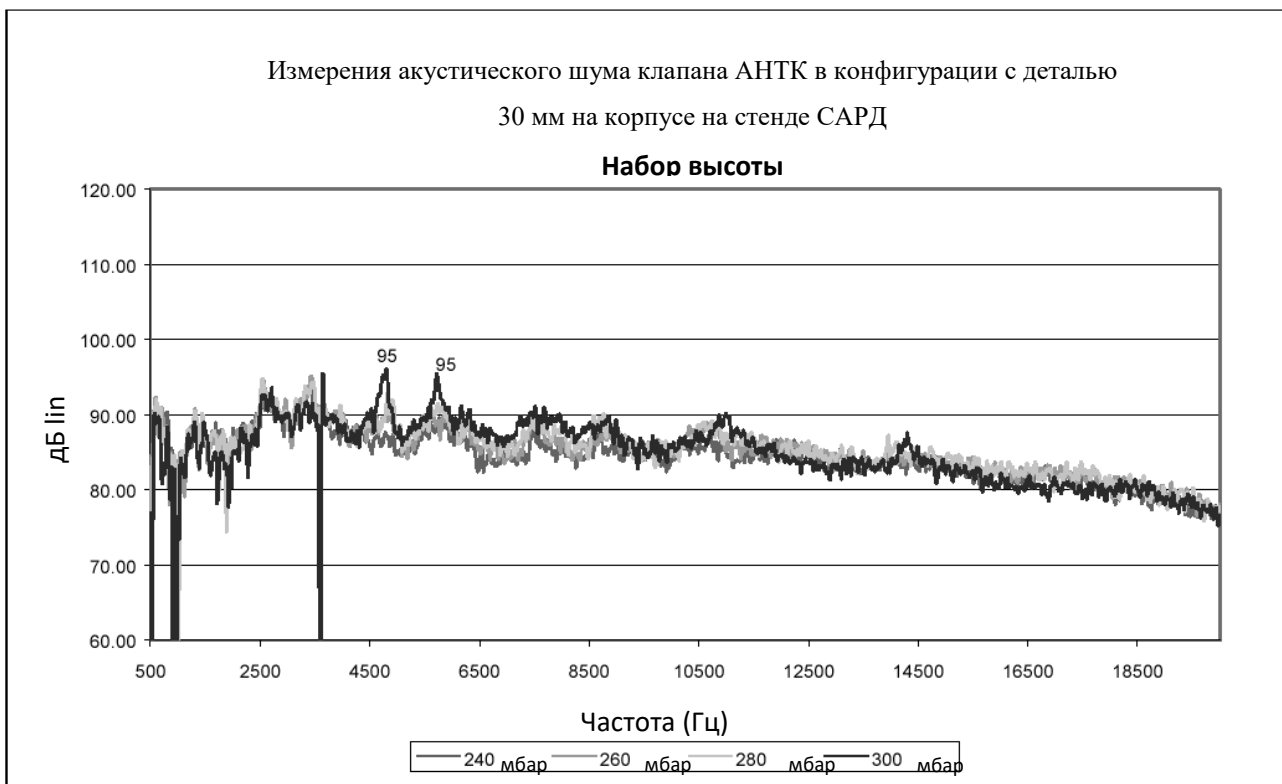
Ця конфігурація неприйнятна, тому що на високих частотах з'являються значні акустичні шуми.

- Конфігурація - з додатковою деталлю 30 мм на корпусі клапана

Випробування, при яких потік змінювали у верхній частині потоку повітря, не принесли задовільних результатів.

Тому були проведені випробування конфігурацій, де потік змінювали в зоні, де швидкості потоку повітря великі. Для цього додаткову деталь (див. додаток 5) закріпили на корпусі клапана близько до краю заслінки в положенні регулювання (кут близько $25^\circ - 30^\circ$).

Додаткова деталь у цих випробуваннях мала довжину 30 мм і була закріплена в центрі.



При наборі висоти в спектрі спостерігалось значне розширення смуги шуму. Тому для цих випробувань був проведений повний цикл, відповідно до плану польоту.

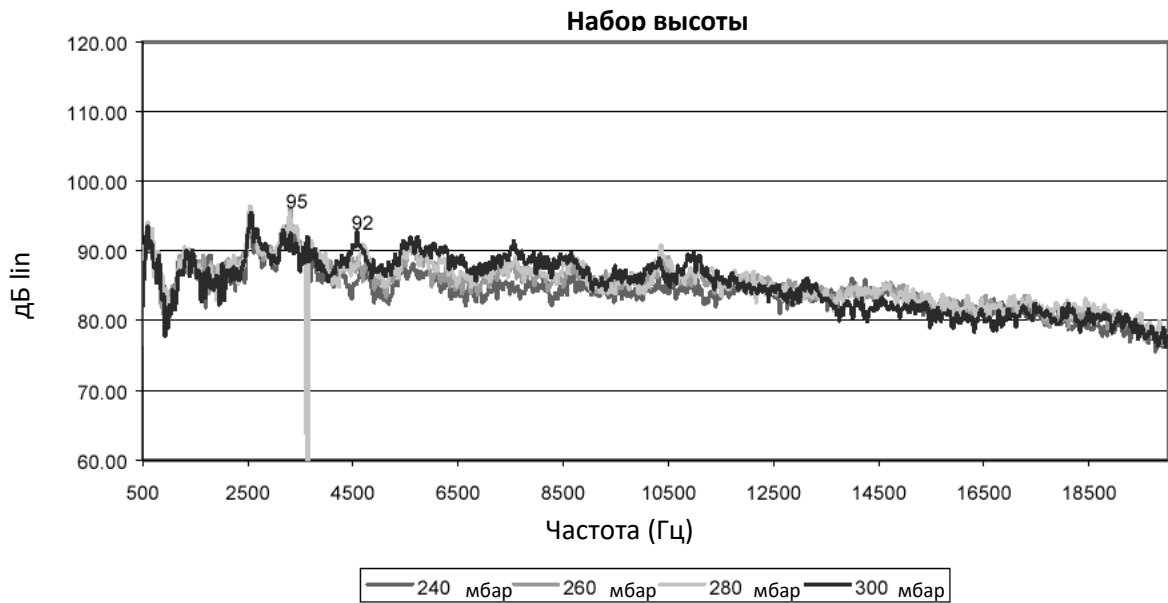


Ні при наборі висоти, ні при зниженні не спостерігалось значних динамічних змін (< 10 дБ) в акустичних сплесках.

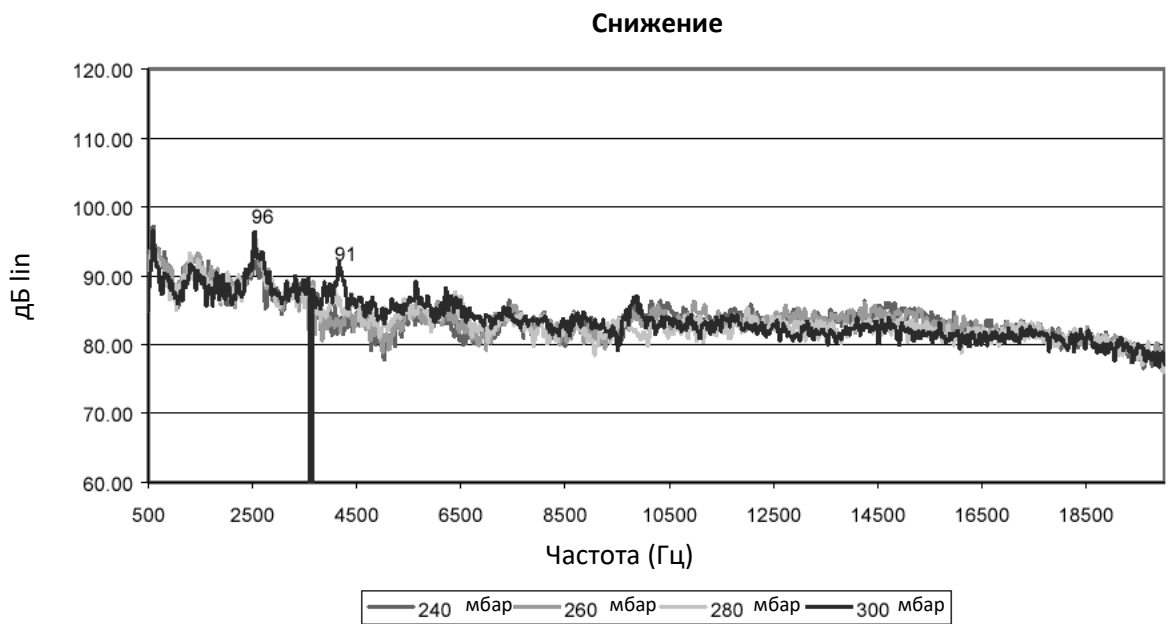
Тому провели випробування конфігурації з додатковою деталлю більшого розміру, щоб збільшити вплив цієї деталі на потік повітря, що породжує шум.

▪ Конфігурація - з додатковою деталлю 50 мм на корпусі клапана

Измерения акустического шума клапана АНТК в конфигурации с деталью 50 мм на корпусе на стенде САРД



Измерения акустического шума клапана АНТК в конфигурации с деталью 50 мм на корпусе на стенде САРД



Клапан АНТК – Конфігурація з додатковою деталлю 50 мм

2.5 Аналіз результату

Шум, головним чином, з'являється при:

- значеннях ΔP (кабіна - атмосфера) між 240 й 300 мбар.
- Це відповідає робочим кутам клапана між 27 й 28°.

Конфігурації, що випробовувалися, зі зміною геометрії верхньої частини клапана виявилися незадовільними для зниження рівня шуму.

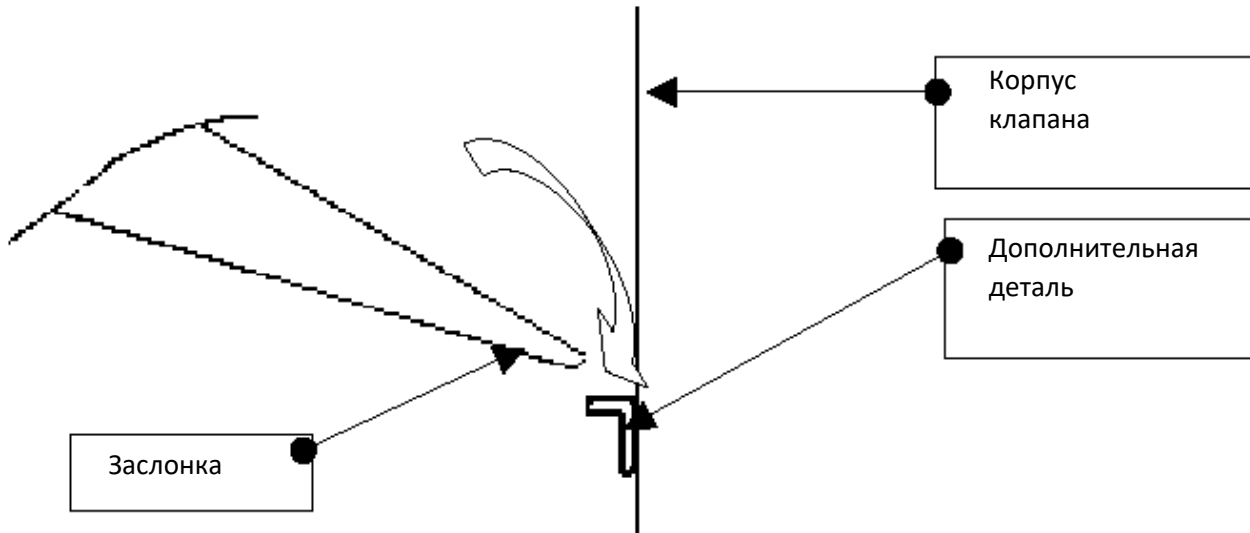
Рівень шуму значно знижувався при конфігураціях з додатковою деталлю на корпусі клапана, розташованої близько до краю заслінки в положенні регулювання: 27 - 28°. Ця додаткова деталь, довжиною 30 - 50 мм, змінює, у нижній частині, потік, що генерує шум.

У результаті використання цієї додаткової деталі можливо локально уникнути занадто більших швидкостей потоку. Щоб домогтися цього, деталь розташовується в центрі секції, у тій частині, де швидкість потоку найбільш висока. Прямим наслідком використання додаткової деталі є створення вихрового потоку в нижній частині клапана, що знижує рівень шуму, але збільшує його смугу.

Найбільш підходящою конфігурацією є клапан з додатковою деталлю 50 мм.

2.6 Висновки

Шум, від клапана у стандартній конфігурації, зменшується при використанні додаткової деталі 30 або 50 мм, установлюваної на корпусі клапана близько до краю заслінки в положенні регулювання (27 - 28°):



Однак, розмір додаткової деталі впливає на положення заслінки (кут відрізняється в різних конфігураціях) при забезпеченні регулювання тиску.



Також було відзначено, що розмір додаткової деталі змінює закон положення регулювання. Але вплив на зміну витрати тут не розглядається.

З погляду акустики, для смуги частот [500 - 10000] Гц наведена наступна зведена таблиця:

Таблиця 2.4.

ΔP		Додаткова деталь 30 мм Lp d.lin	Додаткова деталь 50 мм Lp d.lin	Стандартна конфігурація Lp d.lin
240 мбар	Набір висоти	117.4	117.0	117.1
	Зниження	116.5	116.4	118.0
260 мбар	Набір висоти	118.2	118.1	118.2
	Зниження	117.0	116.6	120.0
280 мбар	Набір висоти	118.6	118.4	122.2
	Зниження	117.1	116.4	122.9
300 мбар	Набір висоти	118.6	118.5	121.8
	Зниження	117.4	116.7	120.7

У порівнянні із клапаном у стандартній конфігурації спостерігається значний виграш. Найменш тиха конфігурація це конфігурація з додатковою деталлю на корпусі клапана, довжиною 50 мм.

Додатки до розділу 2

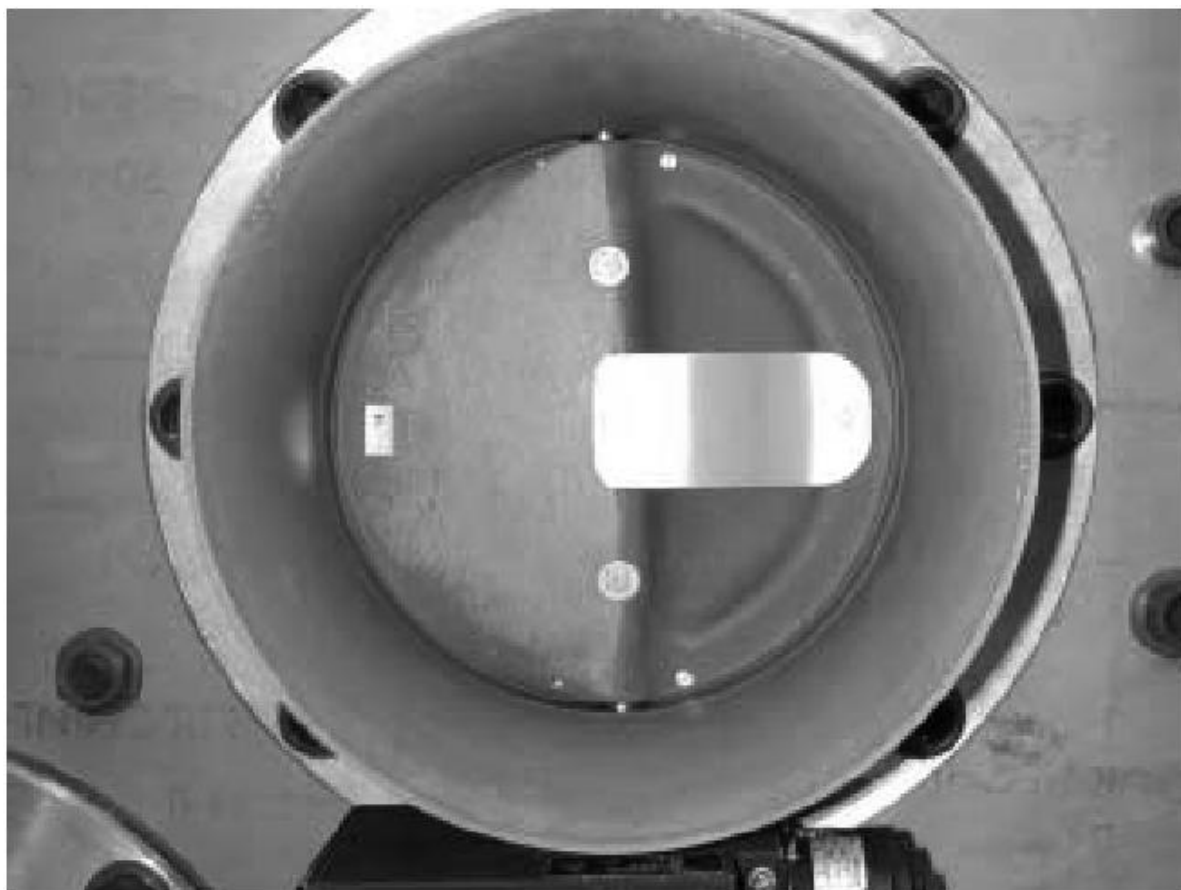
Додаток 1



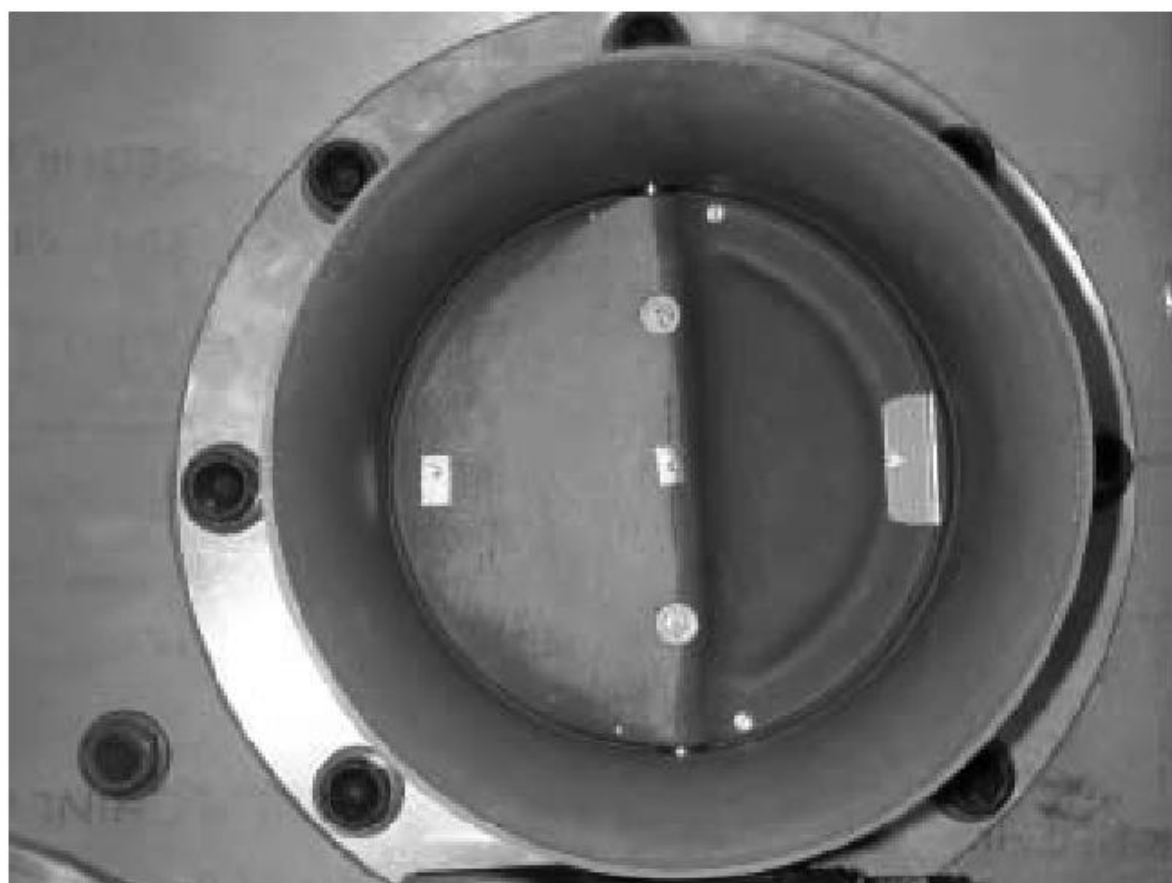
Додаток 2



Додаток 3



Додаток 4





РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Екологія – наука, яка вивчає взаємодію людини і навколишнього середовища, тобто, природи.

Авіація – це екологічно небезпечна галузь господарювання країни (оскільки в процесі діяльності цієї галузі відбувається забруднення навколишнього середовища та шкідливий вплив на людей).

Забруднення – це привнесення в будь-яке середовище нових, не характерних для нього у визначений час фізичних, хімічних і біологічних агентів, або перевищення в будь-якому середовищі природного середньобогаторічного рівня фізичних, хімічних і біологічних агентів.

3.1. Екологічна небезпека експлуатації повітряних суден

Повітряні судна забруднюють атмосферу в результаті викиду шкідливих речовин з відпрацьованими газами авіаційних двигунів. Гази викидаються в атмосферне повітря соплами і вихлопними патрубками двигунів. Цей процес називають **емісією** авіаційних двигунів.

Повітряні судна забруднюють атмосферне повітря в глобальних масштабах. При 300 злетах і посадках трансконтинентальні лайнери в добу викидають в атмосферне повітря близько 3.7 т оксиду вуглецю, 2.0 т вуглеводних з'єднань (незгоріле паливо) і 1.7 т оксидів азоту.

Для повного розуміння ситуації до забруднення від повітряних суден слід додати забруднення обслуговуючого транспорту та приміщень.

3.1.1. Забруднення атмосферного повітря повітряними судами

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна

організація цивільної авіації (ІСАО) розробила в зв'язку з цим жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

Викид дренажного палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІСАО не допускається і повинний виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних судів.

Склад відпрацьованих газів (інгредієнтів), які забруднюють атмосферу, сучасних авіаційних двигунів (пальне – гас):

- монооксид вуглецю – CO (чадний газ);
- вуглеводні, які не повністю згоріли – C_xH_y (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , бензол C_6H_6 та ін.);
- альдегіди (формальдегід $HCHO$, акролін $CH_2 = CH = CHO$, оцтовий альдегід CH_3CHO та ін.) (виділяється у невеликих кількостях);
- оксиди азоту NO_x ;
- оксиди сірки SO_x (виділяється невелика кількість);
- бензапірен (канцерогенна речовина) – виділяється у кількості 2...4 мг за 1 хв роботи двигуна (при тому, що допустимий рівень забруднення – 0.0001 мг на 100 м² площі);
- сажа (дрібнодисперсні частинки чистого вуглецю) – виділяється у вигляді шлейфу диму за соплами двигунів під час зльоту літака, (сажі виділяється загалом небагато).

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є **індекс емісії** EI , який показує, скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг пального в двигуні.

Тобто, [$EI = г/кг$] й існують EI_{CO} , $EI_{C_xH_y}$, EI_{NO_x} і т.ін.

Під **зоною аеропорту** розуміють простір, обмежений висотою 1000 м і розмірами аеродрому.

Очевидно, що викид шкідливих речовин (тобто, емісія авіадвигуна) залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на цьому режимі.

Середньостатистичні значення деяких параметрів сучасних авіадвигунів, залежно від режимів роботи та їх тривалості (для великих аеропортів світу) приведені у табл.3.1.

Таблиця 3.1

№ режиму	Назва режиму роботи двигуна	Відносна тяга, R^*	Тривалість режиму, $t, хв$
1	Режим малого газу (холостий хід) при рулінні перед зльотом	0.07	15
2	Зльотний режим	1	0.7
3	Режим набору висоти (100 м)	0.85	2.2
4	Режим заходу на посадку	0.3	4
5	Режим малого газу (холостий хід) при рулінні після посадки	0.07	7

$$R^* = \frac{R}{R_0},$$

де R – тяга двигуна при заданому режимі; R_0 – тяга двигуна при зльотному режимі (максимальна тяга).

З таблиці ми бачимо, що найбільш тривалим і небезпечним з екологічної точки зору є режим малого газу (відносна тяга складає 3...9% від її максимального значення). Такі мінімальні значення відносної тяги двигуна мають місце при рулінні перед зльотом і після посадки, а також під час прогрівання двигуна після запуску.

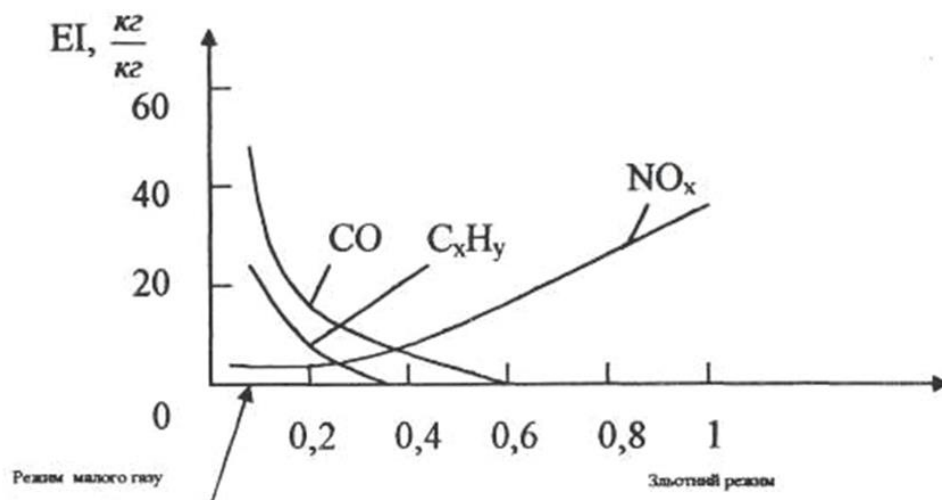


Рис. 3.1 Залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи типового сучасного авіадвигуна

На графіку (рис. 3.1) показана *залежність емісії шкідливих речовин від режиму роботи типового сучасного авіадвигуна*.

Визначаючи під час сертифікаційних випробувань індекси емісії шкідливих речовин на відповідних режимах роботи двигуна, знаходять контрольний параметр емісії випробуваного двигуна, по якому встановлені норми ІСАО.

Цей параметр характеризує „ступінь шкідливості” двигуна:

$$\frac{M_i}{R_o}, \left[\frac{г}{кН} \right],$$

де M_i – маса в грамах i -тої шкідливої речовини (інгредієнта) за деякий визначений час роботи двигуна; R_o – зльотна тяга двигуна в кілоньютонах.

Зльотна тяга двигуна – це тяга, що забезпечує підйом в повітря необхідної та встановленої для даного типу судна ваги.

Норми ІСАО по контрольному параметру емісії для сучасних авіаційних двигунів:

$$\frac{M_{CO}}{R_o} = 118 \frac{г}{кН}; \quad \frac{M_{C_xH_y}}{R_o} = 19.6 \frac{г}{кН}; \quad \frac{M_{NO_x}}{R_o} = (40...80) \frac{г}{кН}.$$

3.1.2. Забруднення аеропорту під час технічного обслуговування повітряних суден та їх систем

Наземні джерела забруднення можуть бути умовно розділені на „внутрішньопортові” („внутрішньозаводські”), коли шкідливі викиди розсіюються, головним чином, над територією аеропорту або ремзаводу, і „зовнішньопортові” („зовнішньо заводські”), від яких забруднюється атмосферне повітря поза територією авіапідприємства або ремзавода. „Внутрішньопортовими” джерелами забруднення є: вентиляційні системи виробничих ділянок; склади ПММ аеропортів; спецавтотранспорт.

До „зовнішньо портових” джерел забруднення належать котлові установки. Ці джерела, особливо при несприятливих умовах, можуть істотно підвищувати концентрацію шкідливих речовин в атмосферному повітрі авіапідприємств.

Котлові установки працюють на різних видах місцевого палива, тому й характер забруднення визначається видом палива, способами його спалювання й шляхами відводу викидів.

До основних шкідливих речовин, що містяться в димових газах топок котелень, належать тверді частки й газоподібні речовини: сірчаний ангідрид (SO_2), оксид вуглецю (CO) і оксиди азоту (NO_x).

Однією з найважливіших умов мінімального викиду шкідливих речовин з топок в атмосферу є вибір режиму спалювання палива, при якому досягається повне його згорання в топках.

Вентиляційні системи в підприємствах ЦА застосовуються на окремих ділянках АТБ й АРЗ, де можливе виділення шкідливих речовин. Застосовуються приточна, приточно-витяжна й місцева вентиляційні системи. При необхідності, коли повітря, що відбирається від робочих місць, містить шкідливі речовини в великих концентраціях, перед викидом в атмосферу воно очищається в пилоуловлюючих і газоочищувальних установках.

Шкідливі речовини, що викидаються із виробничих приміщень, розсіюючись поблизу підприємств, забруднюють, у першу чергу, повітря самого авіапідприємства, створюючи в погано провітрюваних міжкорпусних просторах підвищені концентрації шкідливих речовин. Викиди по своєму фізичному й хімічному складу різноманітні.

Через вентиляційні системи з атмосфери виробничих ділянок, *де проводиться технічне обслуговування або ремонт* авіаційної техніки, в атмосферне повітря викидаються: пари нафтопродуктів, розчинників, лакофарбових матеріалів, лугів, кислот, аерозолі водяних розчинів їдкового, вуглекислого й фосфорнокислого натру, сірчаного ангідриду, оксидів азоту, оксид вуглецю, пилу.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються в атмосферне повітря з виробничих приміщень АТБ й АРЗ через вентиляційні системи, може перевищувати гранично допустимі значення, що викликають ріст концентрації їх вище ГДК. Особливо це може мати місце при груповому розміщенні вентиляційних шахт, коли можливе об'єднання шкідливих викидів і навіть утворення нових шкідливих речовин більшої токсичності.

Склади ПММ забруднюють атмосферне повітря, головним чином, всередині території аеропортів авіапаливами, мастильними матеріалами й спецрідинами. В атмосферу пари авіапалив надходять: при видавлюванні їх з резервуарів, ПЗ і баків повітряних суден у процесі наповнення їх паливом, у процесі „малого подиху” резервуарів, а також при випаровуванні розлитого палива через нещільності з’єднань і через недбалість у дотриманні правил заправлення повітряних судів, зберігання, транспортування й наповнення ємностей пально-мастильними матеріалами.

При наповненні ємності разом з 1 м³ повітря видавлюється всередньому 0.015 м³ насиченого пару палива щільністю 10 кг/м³. Це значить, що, наприклад, при наповненні паливозаправника ПЗ-22 в атмосферне повітря витісняється до 3 кг легколетючих фракцій палива. Якщо врахувати, що практично обсяг споживаного повітряними судами палива перекачується не менш трьох разів (резервуар - паливозаправник - бак повітряного судна), то при споживанні повітряними судами в добу 1000 м³ палива викиди його у вигляді пару у повітря аеропорту можуть досягати 450 кг. Така маса палива може забруднити при середньодобовій ГДК для бензину 1,5 мг/м³ більше $3 \cdot 10^8$ м³ повітря.

Суть „малого подиху” резервуарів полягає в тому, що при підвищенні температури зовнішнього повітря насичені пари палива й власне паливо усередині резервуара нагріваються, розширюються й пари палива видавлюються з нього через дихальний клапан (в іншому випадку резервуар буде роздутий – деформований), а в нічний час доби при зниженні температури, пари в паливі стискаються, конденсуються й це приводить до засмоктування в резервуар зовнішнього повітря. При „малому подиху” резервуара місткістю 5000 м³ в атмосферне повітря видавлюється до 100 кг пару бензину в добу.

Спецавтотранспорт авіапідприємств ГА забруднює атмосферне повітря оксидами вуглецю, вуглеводнями й оксидами азоту.

3.1.3. Джерела шуму, інфразвуку і звукового удару при авіатранспортних процесах та їх вплив на людину та навколишнє середовище

Джерела шуму. Шумова обстановка на територіях авіапідприємства і прилягаючих до нього районів визначається багатьма джерелами шуму, серед яких

основні: авіаційні силові установки (СУ) з газотурбінними і поршневіми двигунами; допоміжні силові установки (ДСУ) літаків і агрегати запуску; спецмашини аеродромного обслуговування різного призначення, у тому числі теплові і вітрові машини, створені на базі авіадвигунів, що відроби́ли літний ресурс; верстатне і технологічне устаткування виробничих процесів.

Шум ДСУ, спецмашин і технологічного устаткування стає суттєвим тільки в безпосередній близькості від них, як правило, на робочих місцях персоналу. Виключення складають теплові і вітрові машини, шум яких можна порівняти з авіаційними СУ.

Шум, створюваний авіаційними СУ на території авіапідприємств, всередині більшості виробничих приміщень і в прилеглих районах, виявляється домінуючим, і його зниження торкається інтересів великого числа людей.

Серед усіх типів авіаційних СУ найбільш гучні силові установки з ТРД і ТРДД. Їхній шум генерується в робочому процесі багатьма джерелами, що мають різні характеристики інтенсивності, спектра, спрямованості і т.д. У числі цих джерел – реактивні струмені першого і другого контурів, вентилятор, компресор, турбіна, агрегати, камера згорання. У залежності від ступеня двухконтурності, параметрів робочого процесу, розмірності і режиму роботи двигуна, окружних швидкостей вентилятора і турбокомпресора, а також конструктивних особливостей двигуна і наявності засобів шумогасіння, одні з джерел є основними, визначальними, шум інших маскується шумом основних.

Основне джерело шуму силових установок з турбогвинтовими (ТГД) і поршневіми (ПД) двигунами – повітряний гвинт. Шум, випромінюваний через усмоктувальні і вихлопні пристрої ТГД, а також шум механічного походження в ПД (кривошипно-шатунного механізму, газорозподільного пристрою й агрегату) маскується шумом повітряного гвинта. Інше важливе джерело шуму ПД – вихлоп. В окремих випадках вихлопний шум виявляється порівняним із шумом повітряного гвинта, а на знижених режимах може перевищувати останній.

Основні компоненти шуму ДСУ: випромінюваний з боку усмоктування (шум компресора); випромінюваний корпусом установки; вихлоп, що включає в себе шум турбіни. Внаслідок досить великої частоти обертання ГТД ДСУ їхній шум має

високочастотний характер і досягає рівня звукової потужності 135 дБ. Його інтенсивність на відстані 25 м складає приблизно 90 дБ.

Джерела інфразвуку. Інфразвук виникає при всякому механічному коливанні великих мас, здійснюваних у пружному середовищі. Головна особливість усіх звукових хвиль, включаючи й інфразвукові, полягає в тому, що швидкість поширення хвилі (швидкість звуку) значно більше швидкості коливань часток середовища (коливальної швидкості) відносно їхнього положення рівноваги.

Генераторами інфразвуку є трансформатори, вентилятори, дизель-генератори—усі повільно обертові машини.

Інфразвук генерується також при дії поривів вітру на будинки, спорудження і машини з великою лобовою площею; при відкиданні великих мас повітря повітряними гвинтами; при взаємодії турбулентних потоків, що обтікають засоби транспорту, з їхніми корпусами; при взаємодії шасі транспортних засобів з поверхнями дорожніх покриттів і т.п.

Джерела звукового удару. При польоті літака з надзвуковою швидкістю з'являється принципово нове, невідоме при дозвукових швидкостях польоту джерело шуму – звукові удари.

Навколо літака, що летить з надзвуковою швидкістю, утворюється система стрибків ущільнення і хвиль розрядження, що мають у просторі форму конуса (конуса збурювань). Стрибки з'являються перед носком фюзеляжу (головна ударна хвиля), перед виступами на фюзеляжі (ліхтар кабіни пілота й ін.), у місцях стику крила й оперення з фюзеляжем.

Досягши землі, стрибок тиску сприймається як звуковий удар, вибух. Таким чином, звуковий удар є результатом взаємодії системи ударних хвиль, що утворилися навколо літака, що летить з надзвуковою швидкістю, із землею або іншим предметом на шляху до землі.

Вплив шуму, інфразвуку і звукового удару на людину та навколишнє середовище. Процес сприйняття коливань стає відчутним для людини, якщо його інтенсивність перевищує визначений рівень, так називаємий поріг чутливості. Пороги чутливості коливань різними органами почуттів неоднакові. Поки ми знаємо, що самі

чуттєві приймачі середньо- і високочастотних звукових коливань знаходяться в органі слуху.

Шкідливий вплив шуму на організм людини в даний час науково обґрунтований. Діючи на центральну (ЦНС) і вегетативну нервові системи, а через них на внутрішні органи, шум є причиною розвитку шумової хвороби. Знижуючи загальний опір організму зовнішнім впливам, він сприяє розвитку інфекційних захворювань. При роботі в умовах шуму спостерігається підвищена стомлюваність і зниження працездатності, погіршуються увага і мовний зв'язок, створюються передумови до помилкових дій працюючих. Будучи причиною частих головних болів, дратівливості, хиткого емоційного стану, шум створює передумови до зниження працездатності і погіршенню психологічного клімату в колективах.

Спочатку під впливом шуму орган слуху пристосовується до нових умов (адаптується), потім у ньому розвивається стомлення. Адаптація дозволяє деякий період справлятися з несприятливою дією шумових факторів. Механізм впливу шуму слуховим шляхом називається кохлеарним.

З вегетативних реакцій найбільш вираженою є порушення периферичного кровообігу за рахунок звуження капілярів шкірного покриву і слизових оболонок при впливі шуму. Зміна периферичного кровообігу прямо пропорційна звуковому тиску при вирішальному впливі чистоти шуму. Серед працюючих в умовах впливу інтенсивного постійного шуму (85 дБ і більше) частіше зустрічаються захворювання гіпертонічною і виразковою хворобами.

Імпульсний шум викликає більш важкі наслідки в порівнянні із шумом безперервним при однакових рівнях звукового тиску.

Діючи на слуховий аналізатор, шум змінює функціональні стани багатьох систем і органів людини унаслідок взаємодії їх через ЦНС. Цей взаємозв'язок приводить до впливу шуму на органи зору людини, а також знижує м'язову працездатність. Шкідливий вплив шуму на організм людини, як правило, підсилюється при наявності інших шкідливих або несприятливих факторів.

Порушення стану центральної нервової системи під впливом шуму приводить до зниження уваги і працездатності, особливо розумової.

При рівні шуму понад 60 дБ знижуються швидкість переробки інформації, обсяг короткочасної пам'яті, розумова працездатність, змінюється реакція на різні ситуації.

3.1.4. Джерела та вплив електромагнітних полів на людину

Джерелами високочастотних ЕМП є радіотехнічні засоби (РТЗ) цивільної авіації, що складаються з радіолокаційних станцій (РЛС), радіонавігаційних систем і засобів радіозв'язку. Основне їхнє призначення – забезпечення керування повітряним рухом (КПР) і навігації повітряних суден. Наземні РЛС служать для виявлення і визначення місця розташування повітряних суден у процесі їхнього польоту. Радіонавігаційні системи забезпечують посадку повітряних суден і визначення з борту місцезнаходження повітряного судна в просторі відносно наземних радіомаяків, установлених по трасах польотів. Радіотрансляційні зв'язкові станції забезпечують постійний зв'язок з повітряними судами. Наземні РЛЗ ГА підрозділяються на: оглядові радіолокатори трасові; трасові радіолокаційні комплекси; оглядові радіолокатори аеродромні; радіолокаційні станції огляду льотного поля; посадкові радіолокатори; метеорологічні радіолокатори.

Розвиток цивільної авіації підвищив вимоги до безпеки і регулярності польотів і привів до необхідності обладнання аеропортів світу і трас польоту повітряних суден радіолокаційними і радіонавігаційними системами. Ці системи випромінюють електромагнітну енергію в найбільш небезпечних по впливі на людину діапазонах частот – у дециметровому, сантиметровому і міліметровому.

Розвиток радіолокаційної і радіонавігаційної техніки в світі в останні 30 – 40 років відбувався в основному по шляху безперервного збільшення інтенсивності випромінюваної потужності, характеризуємої як щільність потоку енергії (ЩПЕ), що в сотні і тисячі разів перевищує встановлені гранично припустимі рівні для людини.

Аеропорти цивільної авіації, насичені радіолокаційною і радіонавігаційною технікою випромінюють потоки електромагнітної енергії („букет” ЕМП), що впливає на працівників аеропорту, професійно не зв'язаних з роботою на цій техніці, а також на населення, що проживає в безпосередній близькості від радіооб'єктів аеропорту. Цьому „букету” ЕМП із гігієнічної точки зору властиві особливості: засоби, що

випромінюють електромагнітну енергію, встановлені на невеликих по розмірах територіях аеропортів; відрізняються по діапазоні частот, потужності випромінювання, діаграмам спрямованості, висоті установки антен і режимам роботи; пасажирів, що знаходяться на аеродромі, і населення можуть підпасти під вплив ЕМП одночасно від двох і більш джерел.

Вплив ЕМП на людину. Обстеження осіб, що обслуговують високочастотні промислові генератори, напруженість яких складала 60...1000 В/м і вище, а час опромінення від декількох хвилин до 2...3 годин показало, що дія цих полів викликає ряд відхилень в стані їхнього здоров'я: підвищену стомлюваність, головні болі, запаморочення, дратівливість, ослаблення пам'яті, розлад сну, зниження полові потенції, порушення менструального циклу. Отже, існує небезпека впливу електричних полів промислової частоти 50 Гц від ВЛ, прокладених поблизу населених пунктів і в місцях перебування людей.

Найбільш вразливою для ЕМП радіочастот виявилася нервова система, в якій спостерігаються виражені зміни. Зміни характеризуються розладом умовно рефлекторної діяльності, змінами в електроенцефалограмі, патоморфологічними порушеннями в головному і спинному мозку. ЕМП радіочастот впливають безпосередньо на структури лобової частки і проміжного мозку, умовно рефлекторну діяльність, характер змін деяких біохімічних перетворень, що формують протікання нервових процесів – холінергічна активність крові, кількісне значення сульфгідрильних груп. Зміни в нервовій системі викликають зміни в роботі серцево-судинній, ендокринній і іншій системах. Вплив ЕМП викликає катаракту ока – помутніння хрусталика.

Під дією СВЧ-випромінювань у працюючих з цими джерелами спостерігалися зміни морфологічного складу крові – зменшення кількості еритроцитів, гемоглобіну, тромбоцитів, відзначалася тенденція до гіперпротеїноемії. Систематична дія ЕМП на людину рівнями, що перевищують гранично припустимі, на початку компенсується пристосованими захисними реакціями організму. При тривалому опроміненні в організмі можуть розвиватися патологічні зміни.

Зміни з боку нервової і серцево-судинної систем звичайно оборотні при невеликій тривалості впливу ЕМП, при тривалому впливі – необоротні.

3.2. Розрахунок контрольного параметру емісії двигуна і перевірка відповідності його характеристик вимогам ІКАО

Емісія, тобто викиди забруднюючих речовин авіадвигунами, буде неоднаковою в зоні аеропорту і під час польоту по маршруту, так як двигуни в цих випадках працюють на принципово різних режимах.

Як видно з наведеної таблиці, забруднення в зоні аеропорту є більш шкідливим (на маршруті значення відносної тяги лежить в межах 0.6–0.8). Крім того, локальне забруднення приземного шару повітря в зоні аеропорту, де працює багато людей, є більш концентрованим і стійким, ніж загальне забруднення верхніх шарів тропосфери на маршруті польоту, оскільки робота двигунів є стабільною на великих швидкостях, а забруднюючі речовини швидко розсіюються.

Тому розрахунок емісії (рівня забруднення) двигунами авіалайнерів в зоні аеропорту є більш важливим і ми приділимо йому більше уваги.

Ступінь «шкідливості» кожного авіадвигуна характеризується його контрольними параметрами емісії за різними інгредієнтами – $\frac{M_i}{R_o}, \left[\frac{g}{кН} \right]$.

Тобто, задача розрахунку емісії двигуна зводиться до визначення маси кожного інгредієнта, викинутого з двигуна за деякий визначений час його роботи, – M_i (бо R_o – тяга двигуна на зльотному режимі – величина, відома з документації, зокрема, з формуляра двигуна).

Будемо розраховувати величини M_i для зони аеропорту, тобто $M_i = M_{i\text{ан}}$, на тих режимах роботи і за той період часу його роботи, поки повітряне судно знаходиться в цій зоні з працюючими двигунами.

В зоні аеропорту повітряне судно здійснює зльотно-посадковий цикл, який складається з таких етапів:

- запуск і прогрівання двигунів;
- руління на виконавчий старт;
- зліт;
- набирання висоти (1000 м);

- зниження з висоти (1000 м);
- пробіг;
- руління до зупинки двигунів.

Проте двигуни на кожному з цих етапів працюють також на принципово різних режимах. Тому, для зручності розрахунку, розділимо зльотно-посадковий цикл повітряного судна на два види операцій:

- наземні операції (M_{in});
- зльотно-посадкові операції (M_{izn}), тобто:

$$M_{ian} = M_{in} + M_{izn}.$$

Наземні операції – це запуск двигунів, їх прогрівання, руління корабля перед зльотом і після посадки.

Головною характеристикою цих операцій (з точки зору розрахунку емісії авіадвигунів) є те, що двигуни повітряного корабля працюють на одному режимі – режимі малого газу (холостого ходу) – і за часом це самі тривалі операції в зоні аеропорту. Ця обставина спрощує розрахунок

Визначення M_{in} (маси шкідливих інгредієнтів, які утворюються внаслідок викиду газів авіадвигунами в зоні аеропорту), ведеться за формулою:

$$M_{in} = K_{in} \cdot G_{пн},$$

де K_{in} – коефіцієнт викиду і-того інгредієнта під час наземних операцій $\text{кг}_{\text{інгредієнта}} / \text{кг}_{\text{пального}}$, очевидно, що $K_{in} = 10^{-3} \cdot EI_{in}$. Тобто, це той же індекс емісії (за визначенням).

Як і EI_{in} , K_{in} визначається під час сертифікаційних випробувань двигунів (див. табл.3.2).

Таблиця 3.2

Тип авіаційного двигуна	Коефіцієнт K_{in} викиду до атмосфери окремих інгредієнтів шкідливих речовин при наземних операціях, $\text{кг}_{\text{інгредієнта}} / \text{кг}_{\text{пального}}$		
	оксид вуглецю CO	вуглеводні C_xH_y	оксиди азоту NO_x
Д -436	0.0193	0.0034	0.0084

G_{nn} – маса пального (кг), витраченого двигуном повітряного судна під час наземних операцій злітно-посадкового циклу:

$$G_{nn} = G_{mz}^* \cdot R_{mz} \cdot t_{mz},$$

де G_{mz}^* – питома витрата пального під час роботи двигуна на режимі малого газу (наводиться в формулярі двигуна як одна із його важливих технічних характеристик), $кг/Н \cdot год$;

R_{mz} – тяга двигуна на режимі малого газу (наводиться у формулярі двигуна, як його технічна характеристика), $Н$;

t_{mz} – напрацювання двигуна на режимі малого газу за зльотно-посадковий цикл, $год$.

Операції зліт-посадка – це сукупність процесів зльоту, набирання висоти 1000 м, зниження з висоти 1000 м та посадки.

В цьому випадку для розрахунку емісії авіадвигунів повітряного судна, яке знаходиться в повітрі, емісійною характеристикою є **масова швидкість емісії** W_i , $кг_{інгредієнта} / год$, яка показує, скільки даної шкідливої речовини виділяється на даному режимі роботи двигуна за одиницю часу.

W_i також визначається під час сертифікаційних випробувань двигуна (див. табл.3.3).

Таблиця 3.3

Тип двигуна	Режим роботи двигуна	Масова швидкість емісії W_i окремих інгредієнтів шкідливих речовин при різних режимах роботи авіадвигунів, $кг_{інгредієнта} / год$		
		оксид вуглецю CO	вуглеводні C_xH_y	оксиди азоту NO_x
Д - 436	зльотний	0.2	0.5	98
	номінальний	0.2	0.4	59
	0.9 номіналу	0.44	0.57	40
	0.7 номіналу	0.8	0.8	29
	0.6 номіналу	0.8	0.8	21
	0.4 номіналу	1.3	0.07	10.5
	малий газ	7	1.2	1.2

Визначення $M_{i\text{zn}}$ ведеться за формулою:

$$M_{i\text{zn}} = W_{i1} \cdot T_{1\text{zn}} + W_{i2} \cdot T_{2\text{zn}} + W_{i3} \cdot T_{3\text{zn}},$$

де $W_{i1,2,3}$ – масова швидкість емісії інгредієнтів i при відповідних режимах роботи двигуна відповідно на зльоті, під час набору висоти 1000 м і під час зниження з висоти 1000 м, кг/год ;

$T_{1,2,3\text{zn}}$ – режимне напрацювання двигуна відповідно на зльоті, під час набирання висоти 1000 м і під час зниження з висоти 1000 м, год .

Величини $T_{1,2,3\text{zn}}, t_{\text{мг}}$ беруться з вищеназваної таблиці 6.1 режимів роботи двигуна в зоні аеропорту.

Виразувавши таким чином $M_{i\text{an}} = M_{i\text{n}} + M_{i\text{zn}}$, розраховують контрольний параметр емісії двигуна $\frac{M_{i\text{an}}}{R_o}$ (де R_o – зльотна тяга двигуна, кН) і порівнюють його з нормами ІСАО, роблячи висновок про відповідність даного двигуна сучасним екологічним вимогам з емісії у відношенні даного інгредієнта.

Розрахуємо контрольні параметри емісії двигуна Д-436 літака Ан-148 за інгредієнтами CO , C_xH_y , NO_x і зробимо висновок про відповідність цього двигуна сучасним вимогам ІСАО. Вихідні дані наведені у табл. 3.4.

Таблиця 3.4

Параметр	Значення
Тип двигуна	Д-436
Тяга двигуна на зльотному режимі R_o , кН	64.0
Тяга двигуна на режимі малого газу $R_{\text{мг}}$, кН	4.48
Питома витрата пального двигуном $G_{\text{мг}}^*$, $\text{кг/Н} \cdot \text{год}$	0.048

Використовуючи таблицю 3.3, й вважаючи, що при наборі висоти 1000 м двигун працює на 0.9 номіналу, а при зниженні з висоти 1000 м – на 0.4 номіналу маємо:

Режим польоту	Зльотний	Набір висоти	Посадка
$K_{COH} = 0.0193 \frac{\text{кг}_{\text{інгредієна}}}{\text{кг}_{\text{пального}}}$	$W_{CO1} = 0.20 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{CO2} = 0.44 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{CO3} = 1.30 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$
$K_{C_xH_yH} = 0.0034 \frac{\text{кг}_{\text{інгредієна}}}{\text{кг}_{\text{пального}}}$	$W_{C_xH_y1} = 0.50 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{C_xH_y2} = 0.57 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{C_xH_y3} = 0.07 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$
$K_{NO_xH} = 0.0084 \frac{\text{кг}_{\text{інгредієна}}}{\text{кг}_{\text{пального}}}$	$W_{NO_x1} = 98.0 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{NO_x2} = 40.0 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$	$W_{NO_x3} = 10.5 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$

З таблиці режимів роботи двигуна в зоні аеропорту (табл.3.1) маємо:

$$t_{мг} = 15 + 7 = 22 \text{ хв} = 0.367 \text{ год};$$

$$T_{1zn} = 0.7 \text{ хв} \approx 0.0117 \text{ год};$$

$$T_{2zn} = 2.2 \text{ хв} \approx 0.0367 \text{ год};$$

$$T_{3zn} = 4.0 \text{ хв} \approx 0.0670 \text{ год};$$

Маса пального, витраченого двигуном повітряного судна під час наземних операцій зльотно-посадкового циклу:

$$G_{нн} = G_{мг}^* \cdot R_{мг} \cdot t_{мг} = 0.048 \cdot 4480 \cdot 0.367 \approx 80 \text{ кг};$$

При наземних операціях: $M_{iH} = K_{iH} \cdot G_{нн}$:

$$M_{COH} = K_{COH} \cdot G_{нн} = 0.0193 \cdot 80 \approx 1.523 \text{ кг};$$

$$M_{C_xH_yH} = K_{C_xH_yH} \cdot G_{нн} = 0.0034 \cdot 80 \approx 0.268 \text{ кг};$$

$$M_{NO_xH} = K_{NO_xH} \cdot G_{нн} = 0.0084 \cdot 80 \approx 0.663 \text{ кг};$$

При зльотно-посадкових операціях: $M_{i3n} = W_{i1} \cdot T_{1zn} + W_{i2} \cdot T_{2zn} + W_{i3} \cdot T_{3zn}$:

$$M_{CO3n} = 0.20 \cdot 0.0117 + 0.44 \cdot 0.0367 + 1.30 \cdot 0.0670 \approx 0.106 \text{ кг};$$

$$M_{C_xH_y3n} = 0.50 \cdot 0.0117 + 0.57 \cdot 0.0367 + 0.07 \cdot 0.0670 \approx 0.031 \text{ кг};$$

$$M_{NO_x3n} = 98.0 \cdot 0.0117 + 40.0 \cdot 0.0367 + 10.5 \cdot 0.0670 \approx 3.318 \text{ кг};$$

Сумарні значення для операцій в зоні аеропорту: $M_{iан} = M_{iH} + M_{i3n}$:

$$M_{CO} = 1.523 + 0.106 \approx 1.629 \text{ кг};$$

$$M_{C_xH_y} = 0.268 + 0.031 \approx 0.299 \text{ кг};$$

$$M_{NO_x} = 0.663 + 3.318 \approx 3.981 \text{ кг};$$

Контрольні параметри емісії випробуваного двигуна, по якому встановлені норми ІСАО:

$$\left. \begin{aligned} \frac{M_{CO}}{R_o} &= \frac{1629}{64} \approx 25.5 \frac{\text{г}}{\text{кН}} < 118 \frac{\text{г}}{\text{кН}} \\ \frac{M_{C_xH_y}}{R_o} &= \frac{299}{64} \approx 4.67 \frac{\text{г}}{\text{кН}} < 19.6 \frac{\text{г}}{\text{кН}} \\ \frac{M_{NO_x}}{R_o} &= \frac{3981}{64} \approx 62.2 \frac{\text{г}}{\text{кН}} < 80 \frac{\text{г}}{\text{кН}} \end{aligned} \right\} \text{Порівняно з нормами ІСАО}$$

Висновок: Двигун Д-436 літака Ан-148-100 за своїми емісійними характеристиками відповідає нормам ІСАО.

3.3. Шляхи зниження емісії авіаційних двигунів

Для зниження емісії продуктів неповного згорання палива (СН і СО) при конструюванні необхідно збільшувати коефіцієнт повноти згорання палива, від якого залежить індекс емісії EI_{CO} й EI_{CH} . Це може досягатися застосуванням систем попереднього випаровування палива, збагаченням паливно-повітряної суміші в зоні горіння й збільшенням числа зон горіння в камері згорання, що дозволяє регулювати роботу двигунів шляхом включення або відключення частини форсунок. Неважко бачити, що ці конструктивні заходи приводять до зниження питомої витрати палива, тобто поліпшенню економічності авіадвигунів, а отже, і до зниження індексів емісій СО і СН. Таким чином, розв'язання задачі підвищення економічності авіадвигунів магістральних літаків, що стоїть в цей час перед конструкторами, автоматично приводить до вирішення задачі по зниженню емісії СО і СН від цих двигунів.

Задача зниження емісії NO_x є більш складною при розробці перспективних двигунів для магістральних літаків. Справа в тому, що задача підвищення економічності перспективних авіадвигунів пов'язана з ростом ступеня підвищення

тиску в камері згорання або ростом температури повітря за компресором на виході в камеру згорання T_k . Ріст T_k , у свою чергу, веде до зростання емісії NO_x .

Для зниження емісії окислів азоту NO_x авіадвигунами можуть застосовуватися наступні **конструктивні рішення**: упорскування води в зону горіння; застосування двох- і багатозонних камер згорання; застосування в камерах згорання каталітичного горіння, при якому температура газів у зоні горіння знижується; збідніння горючої паливно-повітряної суміші. Остання міра, однак, приводить до зростання емісії продуктів неповного згорання палива на режимі малого газу. У двохзонних камерах паливо згорає у два етапи в різних частинах камери, причому в першій зоні забезпечується оптимальне згорання палива на режимі „малого газу”, наприклад, при рулінні по аеродрому, а в другу зону паливо при цьому не подається. На режимах зльоту, набору висоти й крейсерського польоту до роботи підключається друга зона камери згорання, забезпечуючи оптимальний процес згорання й необхідну тягу. Процес згорання в другій зоні йде при більш низьких температурах, чим в однозонних камерах згорання, а це приводить до зниження емісії окислів азоту.

У значній мірі зниження емісії диму в цей час досягнуто на ряді останніх моделей авіадвигунів, таких як Д-436, IT9D, CF6, RB211, і, очевидно, у найближчому майбутньому в конструктивному плані не буде становити труднощів.

Експлуатаційні методи зниження емісії шкідливих речовин від авіаційних двигунів засновані на скороченні тривалості й зміні режимів роботи двигунів у зоні аеропорту на етапі „запуск - руління - зліт - руління після посадки на стоянку”. Зниження емісії шкідливих речовин від авіадвигунів у зоні аеропорту може досягатися: буксируванням повітряних суден зі стоянки до злітної посадкової смуги (ЗПС); рулінням повітряних суден на частині працюючих двигунів; найвигіднішим розподілом ПС по ЗПС (коли більше однієї ЗПС) при їхніх зльотах і посадках. Впровадження буксирування ПС може знизити емісію продуктів неповного згорання палива на етапі „запуск - руління” до зльоту на 50%, окислів азоту - 5%, а економію палива на 25%. Застосування цього методу виправдано, якщо викиди буксировщика незначні або він працює, наприклад, на електротязі.

Руління літака до зльоту й після посадки на двох або одному двигунах знижує сумарну масу викидів шкідливих речовин за злітно-посадочний цикл. При рулінні 3-

х двигунного літака: із двома працюючими двигунами до 25%, з одним – до 55%; при рулінні 4-х двигунного літака: із двома – до 50%, з одним – до 80%. Скорочення часу затримки в зоні очікування перед зльотом знижує масу викидів до 1...2%. Оптимальний розподіл літаків по ЗПС при наявності декількох смуг веде до зниження маси викидів до 15% й економії палива до 10%.

Нові види палив для повітряних суден. Проблема економії паливно-енергетичних ресурсів викликала інтерес до розробки альтернативних синтетичних палив і застосування рідкого водню як палива, у тому числі й для повітряних суден. Природно, вид палива істотно зумовлює вигляд й льотно-технічні характеристики повітряного судна, у тому числі й ступінь забруднення навколишнього середовища. Параметричні дослідження, проведені для повітряних суден на 400 пасажирів з дальністю польоту 10000 км і крейсерською швидкістю, що відповідає $M=0,85$, що працюють на синтетичному авіагасі, рідкому метані й рідкому водні, показали переваги рідкого водню, як економічно доцільного й менш забруднюючого навколишнє середовище.

Теплотворна здатність водню на 280%, а метану на 16% вище, ніж в авіаційного гасу Т-1. Однак по об'ємних теплотворних здатностях водень і метан поступаються гасу через їхню знижену щільність. Тому для розміщення рівноцінного запасу палива на повітряному судні потрібно замість 1 м³ гасу 4,25 м³ водню або 1,66 м³ рідкого метану. При роботі ГТД на рідкому водні основні труднощі представляє розробка системи регулювання й подачі рідкого водню від бака до паливних форсунок, розробка матеріалів і забезпечення ефективного спалювання водню в камері згорання.

Проблеми, що виникають при застосуванні рідкого водню в авіаційних ГТД, полягають в розробці дешевих засобів одержання, зберігання й завантаження паливних баків. Вартість теплової одиниці водню в 3...4 рази в цей час вище, ніж у гасу, однак у майбутньому, як показують прогнози, вони зрівняються. Необхідно створити названий комплекс, що забезпечує безпеку використання, зберігання й застосування рідкого водню. Вартість цих робіт складе приблизно 40% вартості всієї програми по застосуванню рідкого водню в авіації.

Таким чином, для зниження забруднення атмосфери повітряними судами цивільної авіації необхідний комплекс заходів, що повинен включати: удосконалення

авіадвигунів і повітряних суден; застосування більш досконалих методів експлуатації; екологічно доцільний рух повітряних суден в аеропортах і на підходах до нього.

Як видно, обмеження емісії авіадвигунів на основі вдосконалення конструкції двигунів і систем повітряних суден може бути досягнуто тільки протягом тривалого часу з постійним переходом до більш твердих вимог. Найбільш віддалена перспектива, як видно, пов'язана з переходом на нові види палива й, зокрема, на водень.

Зниження емісії шкідливих речовин від наземних джерел авіапідприємств.

Розвиток виробничої бази аеропортів й АРЗ і зростаючі вимог до охорони навколишнього середовища вже зараз ставлять перед проектувальниками питання про необхідність використання методів розрахунку забруднення повітря на виробничих площадках, що обумовлюють можливість прийняття правильних рішень при проектуванні вентиляційних систем з урахуванням перспективи розвитку як окремих цехів, ділянок, так і підприємства в цілому, а також з урахуванням гігієнічних норм ГДК шкідливих речовин в атмосфері підприємства й метеорологічних особливостей обраної місцевості.

Захист й оздоровлення атмосферного повітря авіапідприємств може забезпечуватися тільки комплексом захисних мір, в основі яких лежать міри конструктивно-технологічного й планувального характеру.

Однією з найбільш ефективних й економічно доцільних мір скорочення емісії шкідливих речовин в атмосферу авіапідприємств вважається перехід котелень на опалення природним газом, а також обладнання їх золовловлюючою апаратурою. У цей час у всіх проектах котелень, що працюють на твердому паливі, передбачається обладнання їх золовловлювачами батарейного типу „Циклон”, що вловлюють до 80% зольних часток у димових газах, які відходять.

Зниження викидів через вентиляційні системи досягається оснащенням їх пиловловлювачами, бризовловлювачами й поглинаючими фільтрами. Якщо кількість шкідливих речовин, що викидаються, незначна й може викликати підвищення ГДК на території підприємства, то конструкція вентиляційної системи повинна забезпечити розсіювання в атмосферному повітрі шкідливих речовин при найбільш

несприятливих метеоумовах даної місцевості – силі й напрямку вітру, атмосферних опадах, тиску й т.п.

Зниження емісії палив на складах ПММ досягається при реалізації ряду технічних заходів, що перешкоджають випаровуванню авіабензинів й авіагасу з резервуарів при їхньому наповненні, „диханні”, заборі палива з них і т.п.; розливу ПММ на поверхні обладнання, землі, бетонній підлозі при наповненні ємностей, паливозаправників і повітряних суден; ліквідуючих можливості витіки через нещільності фланцевих з’єднань, щілини, розриви й тріщини; усуваючих можливості нагромадження нафтопродуктів на території складу; спрямованих на збір і використання пролитих і відпрацьованих продуктів для потреб народного господарства й для переробки з метою відновлення й повторного використання ПММ.

Для впровадження вищезгаданих заходів необхідно реалізувати наступні організаційні й технічні рішення: автоматизувати й механізувати процеси прийому, відпустки й зберігання ПММ; застосовувати передперонні пункти наливу паливозаправників, насоси, що мають спеціальні сальникові й торцеві ущільнення; герметизувати зливно-наливні пристрої й трубопровідні комунікації; застосовувати системи ЦЗЛ і нижнього наповнення паливозаправників і маслозаправників, при зливно-наливних операціях пристрої закритого типу, прилади з високою точністю виміру нафтопродуктів, що не допускають переливу палива в ємності; виключати, по можливості, фланцеві з’єднання при монтажі трубопроводів; фарбувати поверхні наземних резервуарів променевідбиваючими фарбами; застосовувати пристрої для зливу й відстою ПММ закритого типу; утилізувати миючі розчини, використані при хіміко-механізованому способі зачищення резервуарів.

РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Перелік виробничих чинників що діють у робочій зоні

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні й ремонту ЛА регламентуються:

- державними й галузевими стандартами системи стандартів безпеки праці; наставленням по виробництву польотів, технічної експлуатації й ремонту авіаційної техніки;
- регламентами технічного обслуговування, технологією ремонту, керівництва й інструкціями по безпеці праці.

Встановлення, ремонт, та технічне обслуговування САРТ проводиться у виробничому або ремонтному цеху. Робоча зона техніка який встановлює ремонтує або обслуговує систему це весь літак та місце стоянки. Обслуговування системи проводиться у важкодоступних та слабо освітлених місцях, на протягах, при понижений або підвищений (в залежності від пори року) температурі повітря в робочій зоні.

Згідно з ГОСТ 12.0.003-74 найбільш небезпечними і шкідливими чинниками є :

- механізми та машини що рухаються; незахищені рухомі елементи авіаційної техніки(повітряні гвинти, стабілізатори, тощо);
- підвищена запиленість і загазованість повітря у зоні технічного обслуговування(вантаж-розвантаж техніки на ґрунтових аеродромах);
- підвищений рівень шуму, вібрації ультра й інфразвуку(при витіканні гарячого повітря, а також при роботі ДСУ);
- підвищена температура поверхонь обладнання, матеріалів (трубопроводи підводу повітря)
- неадекватне освітлення цеху.

4.2. Технічні та організаційні заходи для зменшення рівня впливу небезпечних і шкідливих виробничих чинників

Передбачено проведення ряду заходів для запобігання можливого діяння перерахованих вище шкідливих факторів на працюючий персонал передбачається:

- суворе додержання правил і техніки безпеки при експлуатації, технічному обслуговуванні й ремонту системи, керування допоміжними опорами;
- випробування агрегатів САРТ на міцність, герметичність.

Випробування агрегатів необхідно проводити на спеціальних стендах і в лабораторіях у спеціально обладнаних приміщеннях.

Вібраційну стійкість агрегатів випробувати у повній відповідності з діючими нормами й правилами випробувань.

Для зменшення шкідливого впливу шуму на працюючий персонал, який виникає в процесі випробування системи, рекомендується проводити випробування системи в цілому, або окремих її агрегатів у спеціальних боксах де передбачається встановлення глушителів шуму.

Для запобігання можливого впливу на працюючий персонал гарячого повітря при розриві трубопроводів, при випробуваннях застосовують засоби індивідуального захисту.

Під час експлуатації, при технічному обслуговуванні й ремонті системи автоматичного регулювання тиску, передбачено суворе додержання техніки безпеки й технології виконання робочих процесів. Передбачено виготовлення трубопроводів із нержавіючої сталі АК-1 (алюмінієвий сплав), а також застосування для цієї мети сплави на основі титану.

Під час роботи на стан працюючої людини великий вплив роблять різні фактори навколишнього середовища, які характеризуються наявністю шкідливих виробничих факторів, через які умови виробничого середовища відрізняються від природно-фізіологічних для людини.

Виділяються 5 основних виробничих факторів, що впливають на санітарно-гігієнічні умови праці: повітря робочої зони (мікроклімат приміщень, склад повітряного середовища), світловий клімат, шумовий клімат, виробничі вібрації й випромінювання.

4.3. Розрахунок освітлення цеху при зборці системи автоматичного регулювання тиску

Зборка, монтаж і кріплення трубопроводів, вузлів і агрегатів системи кондиціонування повітря проводиться у загальному складальному цеху-ангарі і виробляється на уже зібраному планері літака.

САРТ як і інші функціональні ВС впливає на безпечність польотів і літака в цілому. Отже для надійного візуального контролю за монтажем вузлів і агрегатів, а головне, зістиковак вузлів трубопроводів і для гарної видимості в зоні монтажу (що підвищить загальну безпечність), в цеху потрібно мати оптимальне освітлення.

Середнє освітлення цеху дорівнює:

$$E_{CP} = \frac{n \cdot F_{л} \cdot \eta}{S \cdot k} ;$$

де n – число ламп у приміщенні;

$F_{л}$ – світловий потік від однієї лампи [люмен];

Згідно зі СНІП П-4-79 $E_{CP} = 200$ (лк)

$$F_{л} = \frac{E_{н} \cdot S \cdot k \cdot z}{\eta \cdot n} ;$$

де S - площа робочої поверхні [м²];

k - коефіцієнт запасу $k = 1,5$;

η - коефіцієнт використання світлового потоку світильника $\eta = 0,68$;

z - поправочний коефіцієнт $z = 1,1$;

S (площина цеху) = $A \cdot B$

$A = 200$ м; $B = 150$ м;

$$S = 200 \cdot 150 = 30000 \text{ м}^2;$$

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{h_0 \cdot (A + B)};$$

h_0 - висота підвісу світильника над робочою поверхнею;

$$h_0 = 25 \text{ м};$$

$$\varphi = \frac{200 \cdot 150}{25 \cdot (200 + 150)} = \frac{30000}{8750} = 3,42 \text{ - показник приміщення};$$

$$F_{\text{л}oб} = \frac{200 \cdot 30000 \cdot 1,5 \cdot 1,1}{0,68 \cdot 150} = \frac{99 \cdot 10^5}{102} = 97058,8 \text{ (лм)};$$

$$F_{\text{л}oдн} = \frac{F_{\text{л}oб}}{n} = \frac{97058,8}{150} = 647,05 \text{ (лм)};$$

Тоді:

$$E_{\text{ср}} = \frac{n \cdot 97058,8 \cdot 0,68}{30 \cdot 10^3 \cdot 1,5} = 200 \text{ (лк)}$$

$$n = \frac{E_{\text{ср}} \cdot S \cdot k}{F_n \cdot \eta} = \frac{200 \cdot 30 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{97058,8 \cdot 0,68} = 137$$

Отже, число ламп у приміщенні повинно становити 137 шт.

4.4. Пожежна й вибухова безпека в робочій зоні технічного обслуговування

ПС

Пожежна безпека в ангарах повинна забезпечуватися шляхом проведення організаційних, технічних заходів, спрямованих на попередження виникнення пожеж, запобігання загибелі працівників, а також зниження майнових утрат, створення умов для швидкого виклику пожежної охорони та успішного гасіння пожеж.

Передбачено виконання системи з рядом конструктивних особливостей, які забезпечують безпечність системи в пожежному відношенні, строге виконання інструкцій за технікою безпеки при стендових випробуваннях агрегатів САРТ.

Основними засобами запобігання безпеки становлять:

- ізоляція можливих джерел загоряння від місць контактуючих з електропроводкою, розміщення агрегатів системи, за можливістю, на відстані від небезпечних у пожежному відношенні зон і агрегатів, які можуть послужити можливим джерелом загоряння;

- дбайливе ставлення та зберігання ПЗМ

- між балонами високого й низького тисків і електричною проводкою витримано максимально можливе віддалення;

- повинні бути у наявності протипожежні прилади;

- необхідно організувати розроблення і своєчасне здійснення заходів, спрямованих на забезпечення безпеки людей на випадок виникнення пожежі чи загоряння;

- забезпечити справність систем оповіщення про пожежу і керування евакуацією людей на випадок пожежі;

- організувати навчання з питань пожежної безпеки підлеглих працівників згідно з Типовим положенням про спеціальне навчання, інструктажі та перевірку знань з питань пожежної безпеки на підприємствах;

- не допускати до роботи осіб, які не пройшли протипожежного інструктажу;

- забезпечити ознайомлення з вимогами пожежної безпеки працюючих за допомогою плакатів, іншої наочної агітації або через гучномовну радіотрансляційну мережу.

При роботі з ємностями, які працюють під великим тиском, техніки повинні дотримуватися таких правил:

1. Після включення ємностей у повітряну сіть необхідно переконатись у справності дії запобіжного клапана шляхом його підриву спеціально для цього оснащеного важеля.

2. Стежити протягом зміни за тиском у ємностях, пристроях для відводів мастила, яке накопичується, й води у системі автоматичного регулювання тиску, клапанами і запорно-регулюючою арматурою.

3. На ємностях, які розташовані на ремонті, повинен бути вивішений попереджувальний плакат “Обережно, працюють люди”.

4. Знімати плакат “Обережно, працюють люди” дозволяється тільки особі, яка відповідає за безпечну експлуатацію ємностей.

5. Допуск персоналу до самостійного обслуговування ємностей повинен оформлюватись наказом по цеху або підприємству.

6. Робітник, перебуваючи усередині літака, повинен бути оснащений захисними засобами: костюмом, захисними окулярами, респіратором або протигазом шлангового типу ПШ-1, ПШ-2.

7. Продувку повітрязабірників від накопиченої води і мастила, обслуговуючий персонал повинен робити два рази протягом робочої зміни, про що робиться запис у журналі.

8. Коли тиск у ємності піднявся вище допущеного і не знижується, не зважаючи на шум, персонал повинен негайно зупинити роботу.

9. Робота повинна бути негайно зупинена при виявленні: нещільностей, протікання, розриву прокладок, тощо.

10. При одержанні травми або появленні порушень, котрі можуть привести до аварії чи до нещасного випадку необхідно про це повідомити майстра або адміністрацію цеха.

Робітники, які винні у порушенні інструкції, несуть дисциплінарну, адміністративну або кримінальну відповідальність в установленому порядку.

4.5. Основні правила техніки безпеки, пожежної і вибухової безпеки

Відповідальні за пожежну безпеку особи зобов'язані виконувати такі протипожежні заходи:

- роз'яснювати підлеглому персоналу вимоги правил пожежної безпеки;

- слідкувати за дотриманням протипожежного режиму в закріплених приміщеннях та на території ринку;
- контролювати справність приладів опалення, електрообладнання, систем автоматичного протипожежного захисту і оповіщення про пожежу та вживати заходів щодо усунення виявлених недоліків;
- по закінченні роботи перевіряти, чи прибрані робочі місця та закріплена територія, а також відключення електроустановок;
- забезпечувати справне утримання наявних первинних засобів пожежогасіння;
- розробляти інструкції про заходи пожежної безпеки.

Відповідальним по пожежній безпеці на основі нормативно-правових актів розробляється та затверджується загальнооб'єктова інструкція про заходи пожежної безпеки.

Загальнооб'єктова інструкція повинна встановлювати відповідний протипожежний режим, у тому числі визначати:

- місця зберігання ПЗМ, інструменту, обладнання, тощо;
- порядок прибирання території та робочих місць по закінченні роботи;
- порядок знеструмлення електрообладнання після закінчення робочого дня та у разі виникнення пожежі;
- порядок проведення тимчасових вогневих та інших вогнебезпечних робіт;
- порядок огляду і закриття приміщень після закінчення робочого часу;
- обов'язки працівників охорони щодо контролю за дотриманням протипожежного режиму.

Працівники ринків зобов'язані:

- знати і виконувати на території ангару та на робочих місцях вимоги пожежної безпеки;
- під час проведення робіт обережно поводитись із легкозаймистими і горючими рідинами (далі - ЛЗР та ГР), іншими пожежонебезпечними речовинами та матеріалами;

– у разі виявлення пожежі сповістити про це пожежну охорону, вжити можливих заходів для рятування людей, майна і гасіння пожежі.

Складські, підсобні та адміністративні приміщення, обладнуються автоматичними системами виявлення та (або) гасіння пожеж відповідно до переліку однотипних за призначенням об'єктів, які підлягають обладнанню автоматичними установками пожежогасіння та пожежної сигналізації (НАПББ.06.004-97), затвердженого наказом МВС України від 20.11.97 № 779 та зареєстрованого в Мін'юсті України 28.11.97 за № 567/2371

Територія, робочі та інші приміщення повинні постійно утримуватися в чистоті. Сміття, пакувальні матеріали, тара повинні своєчасно видалятися. Проходи, виходи, коридори і тамбури не повинні захащуватися. Дороги, під'їзди до пожежних гідрантів та резервуарів (водойм) мають бути вільними, а в зимовий час очищатися від снігу та льоду.

На шляхах евакуації та в інших проходах встановлюються знаки пожежної безпеки відповідно до ГОСТ 12.4.026-76* "ССБТ. Цвета сигнальные и знаки безопасности".

ЛЗР та ГР повинні розміщуватися на полицях, виготовлених із негорючих матеріалів, а в складських приміщеннях – у заводській тарі.

Розкупорювати пляшки чи переливати ЛЗР та ГР в інший посуд у складських приміщеннях забороняється.

У ангарі забороняється:

- заправляти автотранспорт паливом;
- розміщувати деталі, інструмент тощо, на шляхах евакуації і в проходах та захащувати їх;
- захащувати підходи до засобів пожежогасіння та зв'язку, пристроїв відключення електроенергії, а також замикати на запори, що важко відчиняються зсередини, двері евакуаційних виходів під час роботи ринку;
- улаштовувати на шляхах евакуації та руху персоналу пороги, турнікети і забірні сходи;
- зменшувати нормативну ширину шляхів евакуації;

- улаштувати на сходових клітках приміщення будь-якого призначення;
- застосовувати відкритий вогонь;
- застосовувати саморобні електронагрівальні прилади.

ВИСНОВКИ

Дипломну роботу виконано у повній відповідності із завданням.

Розглянуто аспекти розвитку систем автоматичного регулювання тиску вітчизняних літаків, а також зроблений огляд і аналіз сучасного рівня систем за основними експлуатаційними параметрами.

Спроектовано систему автоматичного регулювання тиску середньомагістрального пасажирського літака, яка включає в себе два канали автоматичного регулювання і один канал ручного керування тиском в гермокабіні літака. Система автоматичного регулювання тиску призначена для наддуву гермокабіни, регулювання „висоти” в кабіні та забезпечення різних режимів польоту.

Приведені результати експериментального й аналітичного аналізу роботи випускного клапану САРТ середньомагістрального пасажирського літака в різних режимах польоту. Проаналізовані закони регулювання та робота автоматичних регуляторів витрати повітря різного типу.

Розглянуто основні питання, щодо забруднення атмосферного повітря повітряними судами, впливу шуму та електромагнітного поля на людину й навколишнє середовище. Проведений розрахунок контрольного параметру емісії двигуна Д-436 та зроблений висновок про його відповідність нормам ІКАО.

Проаналізована виробнича санітарія та гігієна праці на авіаційному підприємстві, безпека технологічних процесів та пожежна безпека. Проведений розрахунок заземлюючого пристрою та зроблений висновок про його придатність до застосування.

Проведений аналіз усіх факторів, що впливають на безпеку польотів та зроблений висновок про придатність спроектованої системи автоматичного регулювання тиску середньомагістрального пасажирського літака, з точки зору безпеки польотів, усім міжнародним нормам, нормам ІКАО та нормам льотної придатності літаків.

Результати проведених досліджень рекомендовані для використання на АНТК ім. О.К. Антонова.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Гидравлика и гидропривод. Метод. указания по КП. – Киев: КИИГА, 1993.
2. Источники энергии и потребители жидкостно-газовых систем воздушных судов. В.П. Бочаров, М.М. Глазков. Учебное пособие. – Киев: КИИГА, 1985.
3. Гидро- и пневмоаппаратура жидкостно-газовых систем воздушных судов. В.П. Бочаров, М.М. Глазков. Учебное пособие. – Киев: КИИГА, 1985.
4. Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем. Д.Н. Попов. – М.: Машиностроение, 1987.
5. Машиностроительная гидравлика. Т.М. Башта. Справочное пособие. – М.: Машиностроение, 1971.
6. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. Т.М. Башта. Учебник. – М.: Машиностроение, 1972.
7. Основы следящего гидравлического привода. Н.С. Гамынин. – М.: Оборонгиз, 1962.
8. Системы оборудования летательных аппаратов. Под ред. А.М. Матвиенко и В.И. Бекасова. – М.: Машиностроение, 1995.
9. Справочник по ЕСКД. В.П. Грядиль, А.К. Моргун, Р.А. Егошин. – Харьков: Прапор, 1988.
10. Конструирование машин и агрегатов систем кондиционирования. Г.И. Воронин. – М.: Машиностроение, 1978.
11. Высотное оборудование пассажирских самолетов. Л.Т. Быков, В.С. Ивлентиев, В.И. Кузнецов. – М.: Машиностроение, 1972.
12. Снижение шумов бортовых систем кондиционирования воздуха. Токарев В.И. – М.: Транспорт, 1986.

ДОДАТОК А: ЗАГАЛЬНІ ВИМОГИ ДО САРТ

А1. ОСНОВНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

Характеристики	Ан-148 в стандартній конфігурації	Ан-148 із збільшеною дальністю	Одиниці вимірювання
Комфортний перепад тиску в кабіні. ΔP	± 0.005	± 0.005	бар
Макс.подача повітря в кабіну. Q_{max}	0.83	0.83	кг/с
для висоти польоту літака $Z_{самол}$ 0-3000 м	0.83	0.83	кг/с
для висоти польоту літака $Z_{самол}$ 8000 м	0.44	0.44	кг/с
Макс.ськорість нормального збільшення тиску в кабіні. $V_{zc}\uparrow$	0,18 \pm 15% 436 \pm 15%	0,18 \pm 15% 436 \pm 15%	мм рт.ст./с экв.фт/хв
Макс.ськорість нормального зниження тиску в кабіні.. $V_{zc}\downarrow$	0,18 \pm 15% 436 \pm 15%	0,18 \pm 15% 436 \pm 15%	мм рт.ст./с экв.фт/хв
Макс.ськорість збільшення тиску в кабіні у разі відмови системи. ($V_{zcf}\uparrow$)	5 399.6	5 399.6	мм рт.ст./с мбар/хв
Макс.ськорість зниження тиску в кабіні у разі відмови системи. ($V_{zcf}\downarrow$)	10 799.8	10 799.8	мм рт.ст./с мбар/хв
Макс.висота польоту літака//Потолок. $Z_{a\ max}$	11 600 38 057	12 500 41 010	м фт
Макс.висота в кабіні. $Z_c\ max$	2400 7874	2400 7874	м фт
Об'єм гермокабіни літака. V_c	154.89	154.89	м3
Процентний вміст устаткування в кабіні.	8-12	8-12	%
Ефективна площа экв.утечек. Se_{ff}	0.0005	0.0005	м2
Хвим. висота зльоту/посадки літака	-300 985	-300 985	м фт
Макс. висота зльоту/посадки літака	3000 9843	3000 9843	м фт
Номінальний перепад тиску.	0.56 549	0.6 588	кг/см2 мбар
Макс.перепад тиск – відкриття предохранительних клапанів	0.58 569	0.62 608	кг/см2 мбар
Сигналізація про підвищений перепад тиску	0.6 588	0.64 628	кг/см2 мбар
Макс.отрицательний перепад тиску	0.02 20	0.02 20	кг/см2 мбар
Сигналізація про негативний перепад тиску	0.035 34	0.035 34	кг/см2 мбар

А2. ШВИДКОСТІ НАБОРУ ВИСОТИ/ЗНИЖЕННЯ ЛІТАКА АН-148 В СТАНДАРТНІЙ КОНФІГУРАЦІЇ

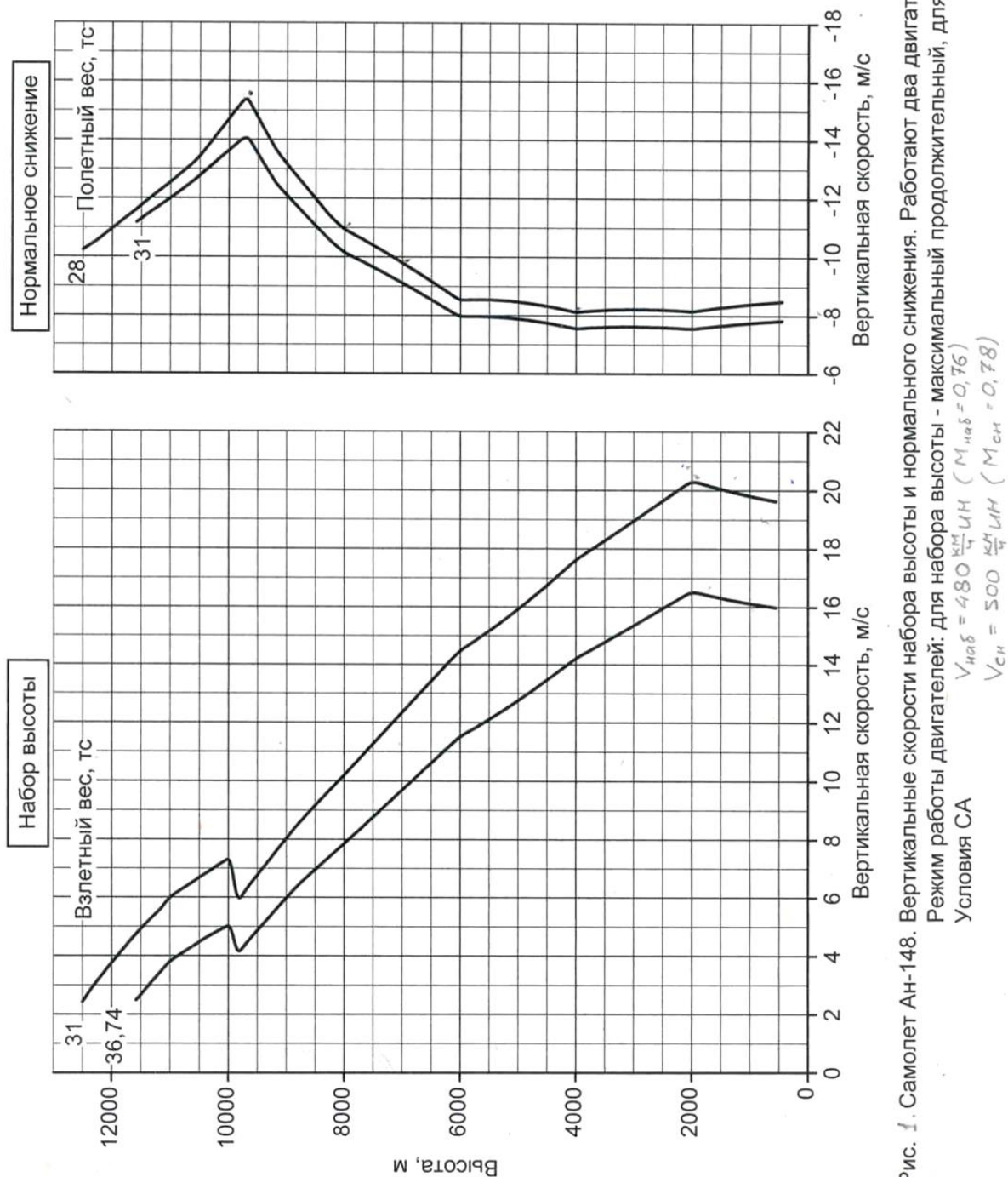


Рис. 1. Самолет Ан-148. Вертикальные скорости набора высоты и нормального снижения. Работают два двигателя. Режим работы двигателей: для набора высоты - максимальный продолжительный, для снижения - ПМГ.

А3. ШВИДКОСТІ НАБОРУ ВИСОТИ/ЗНИЖЕННЯ ЛІТАКА ДЛЯ АН-148 ІЗ ЗБІЛЬШЕНОЮ ДАЛЬНІСТЮ

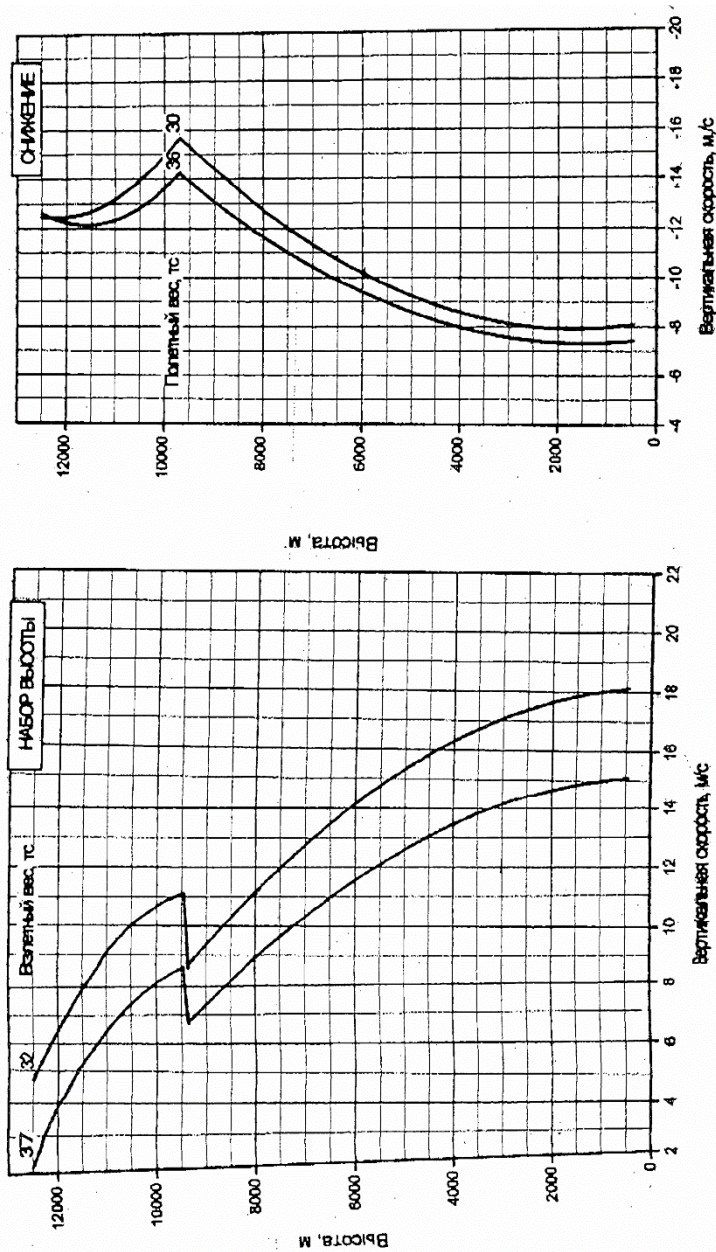
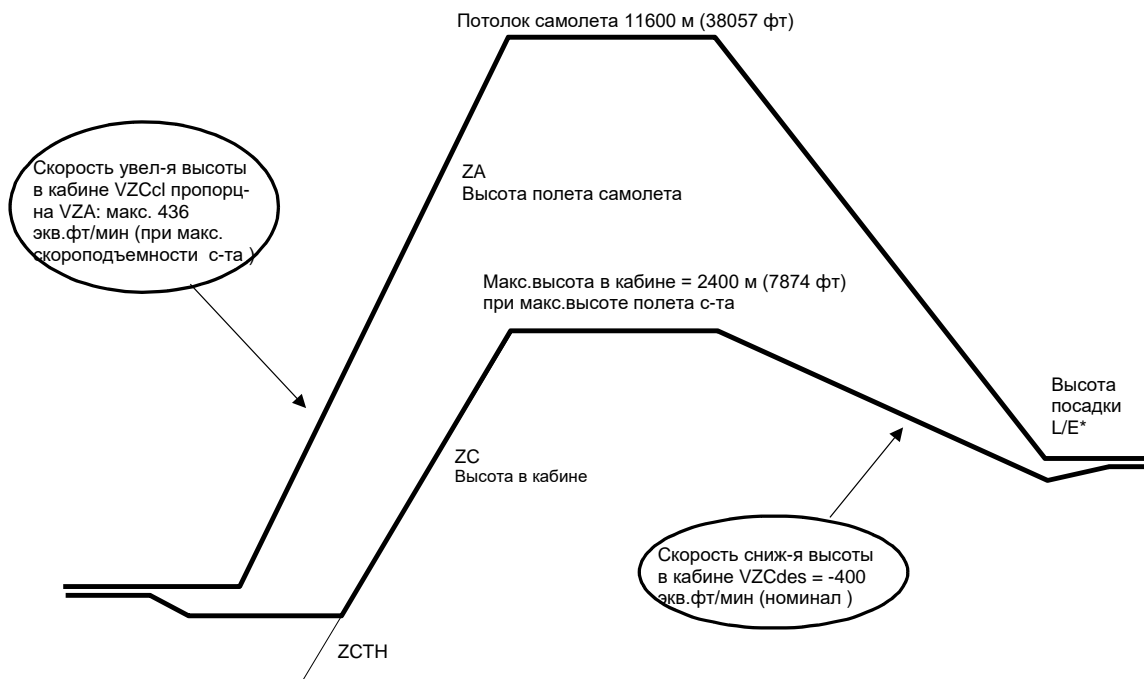


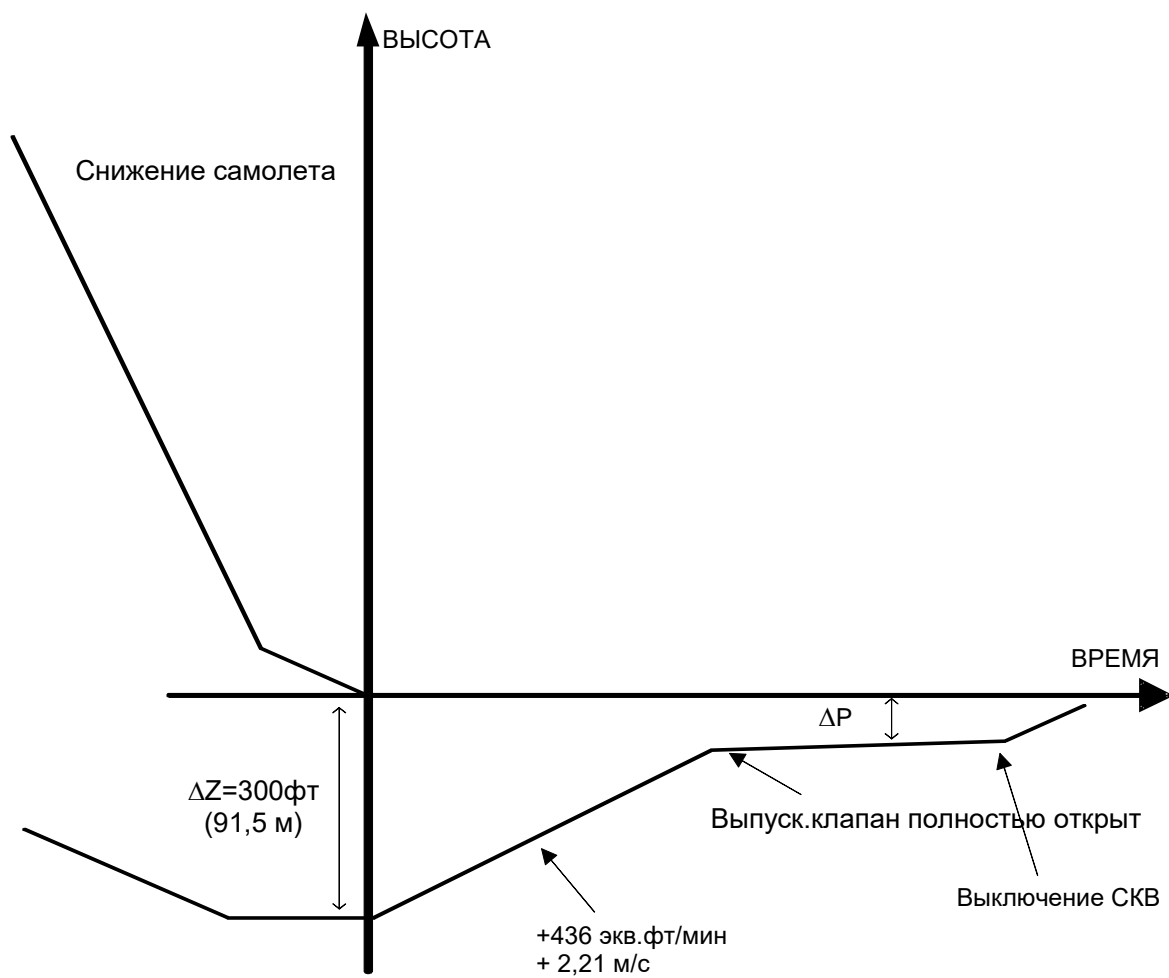
Рис. Самолет Ан-148. Вертикальні швидкості при наборі і сниженні з двома режимами роботи двигателів. Умови СА
 Швидкості набору висоти - 480 км/ч ІЧІМ = 0,73 ; режими роботи двигателів - МТ
 Швидкості сниження - 600 км/ч ІЧІМ = 0,78 ; режими роботи двигателів - ПМФ.

ДОДАТОК В : НАЗЕМНА/ПОЛЬОТНА ПРОГРАМИ РОБОТИ СИСТЕМИ

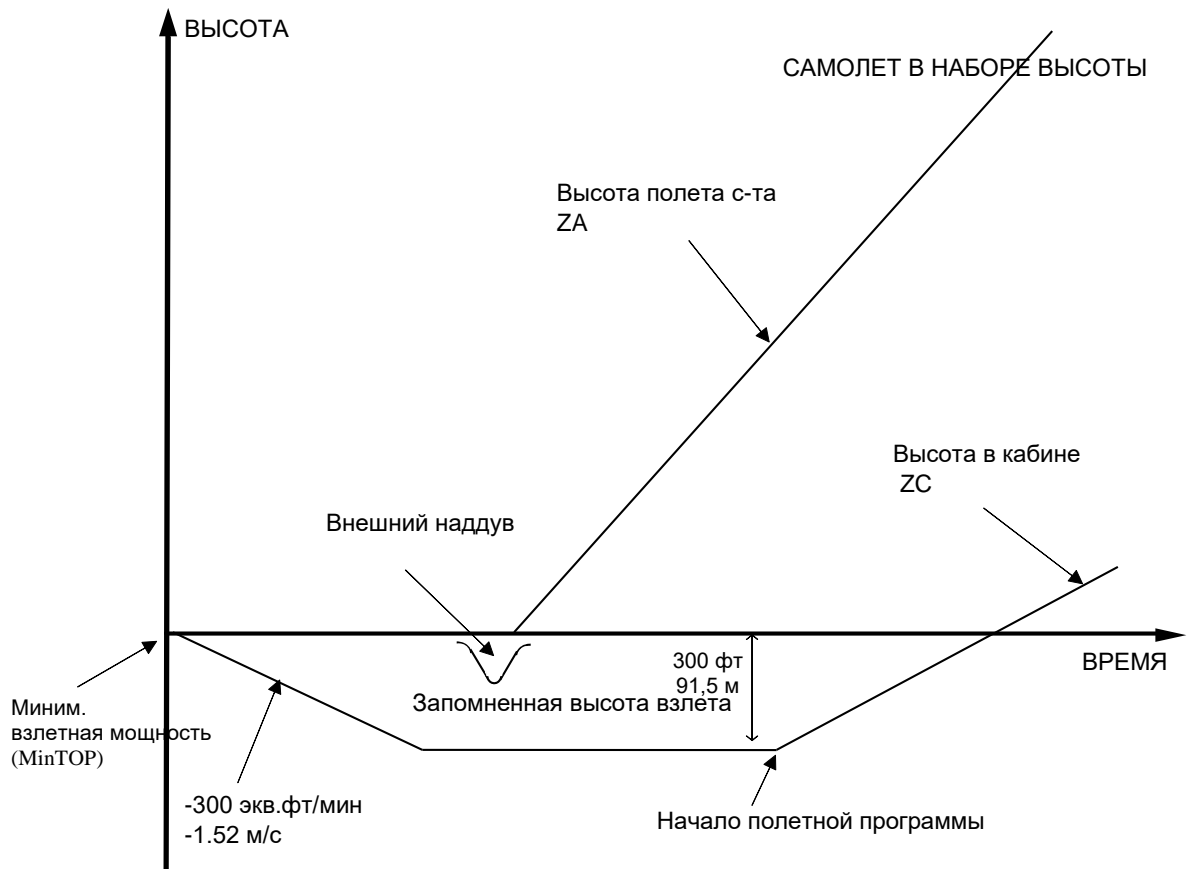
В1. АВТОМАТИЧНИЙ РЕЖИМ РОБОТИ У ПОЛЬОТІ



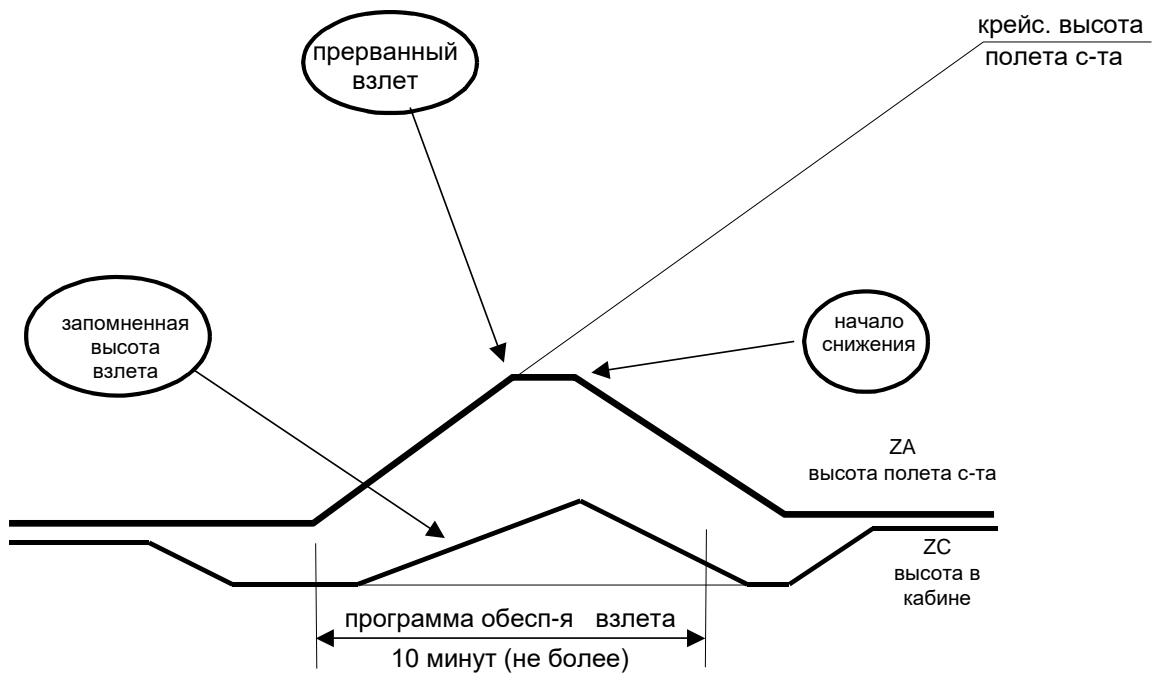
В2. АВТОМАТИЧНА РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЯ НА ЗЕМЛІ



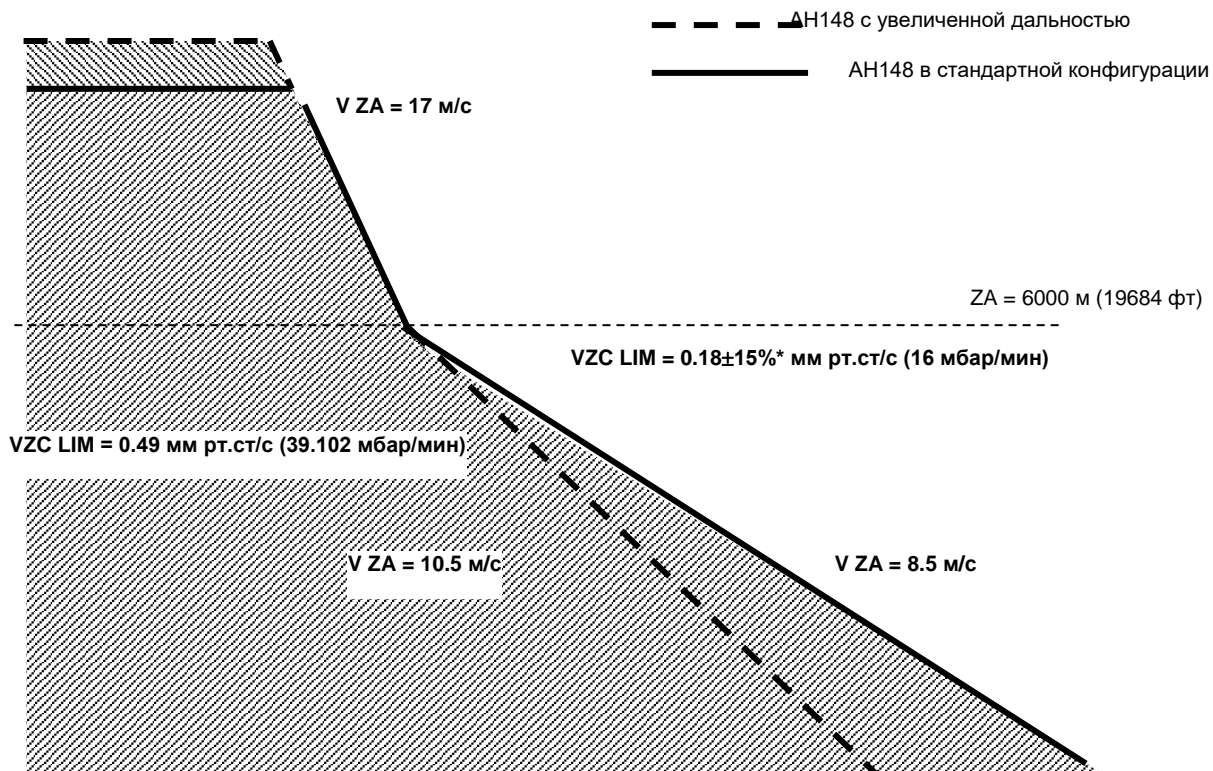
В3. АВТОМАТИЧНИЙ ПОПЕРЕДНІЙ НАДДУВ КАБІНИ НА ЗЕМЛІ



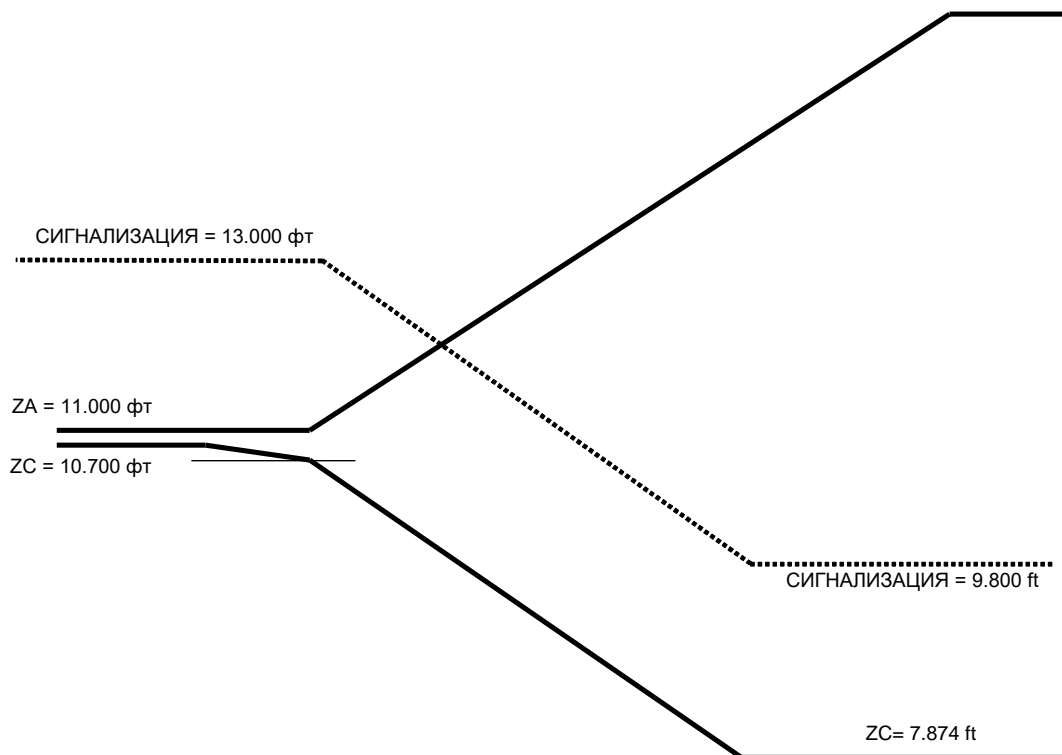
В4. ПЕРЕРВАНИЙ ЗЛІТ



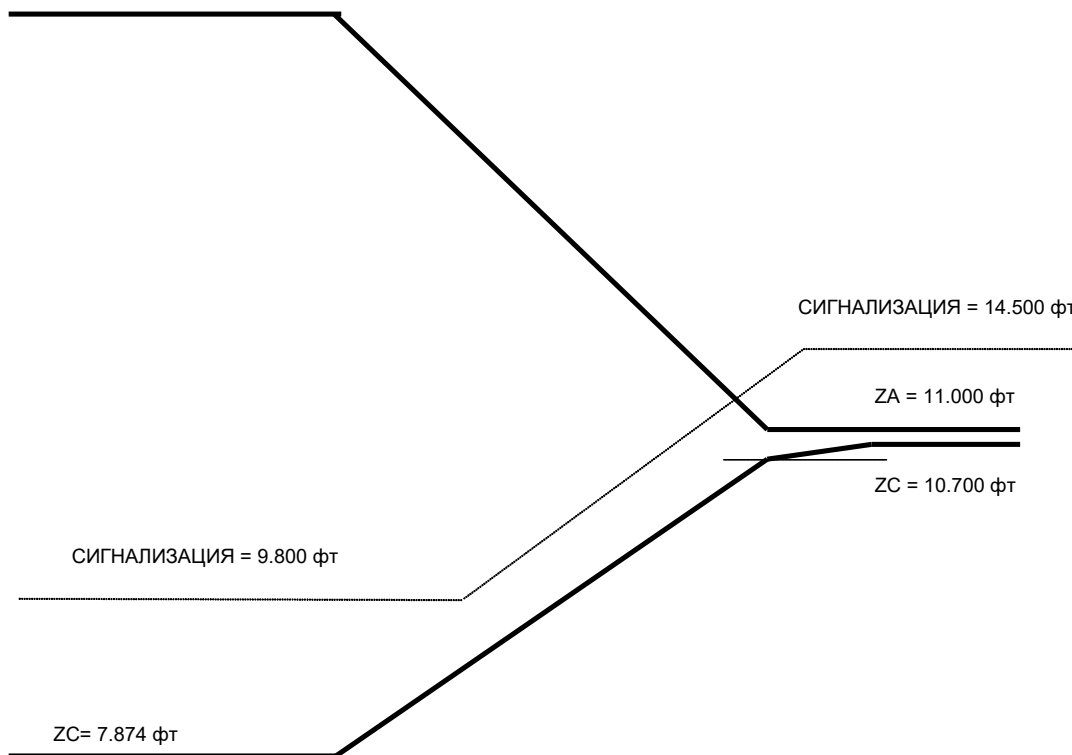
В5. ЛОГІКА ВИБОРУ ШВИДКОСТІ ЗНИЖЕННЯ ВИСОТИ В КАБІНІ



В6. ВИСОКОГІРНИЙ ЗЛІТ – ВИЩЕ 2400 м (7874 фт)

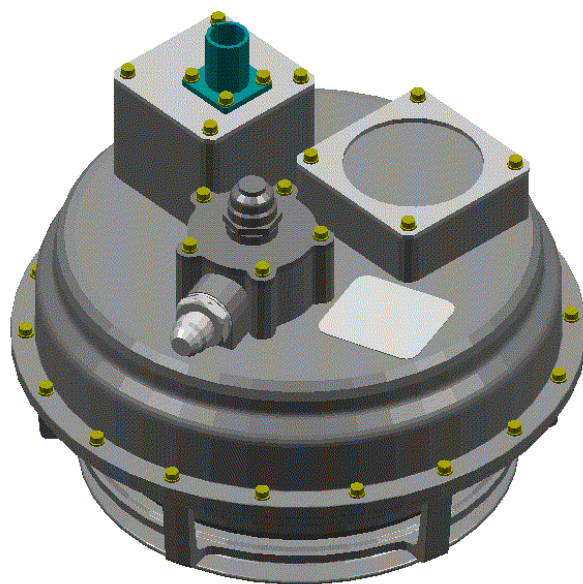
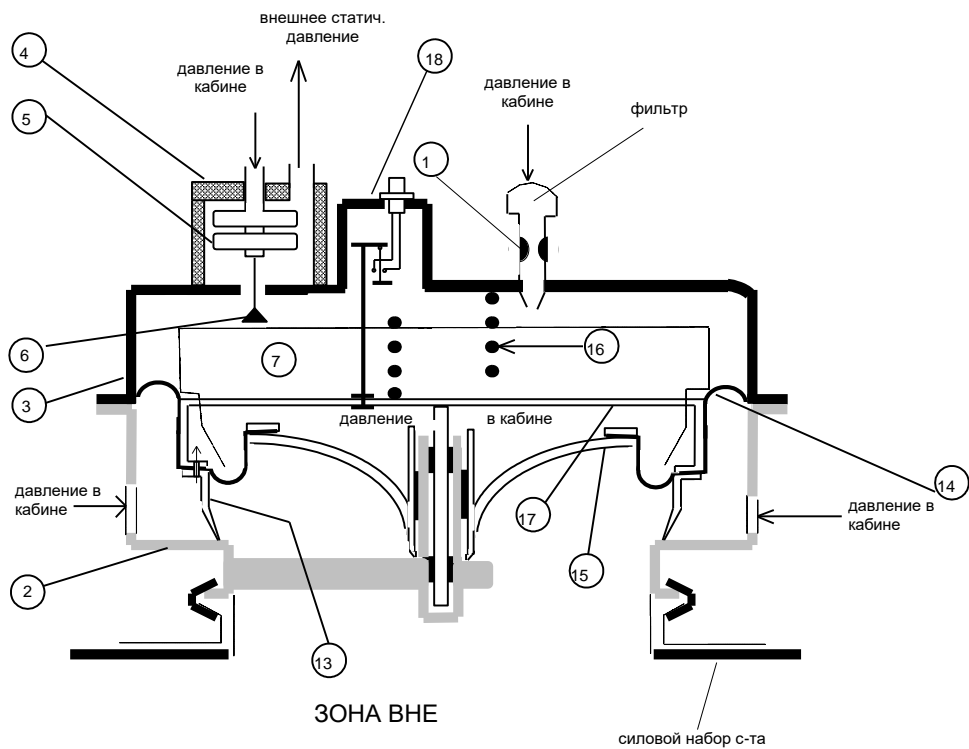


В7. ВИСОКОГІРНА ПОСАДКА – ВИЩЕ 2400 м (7874 фт)

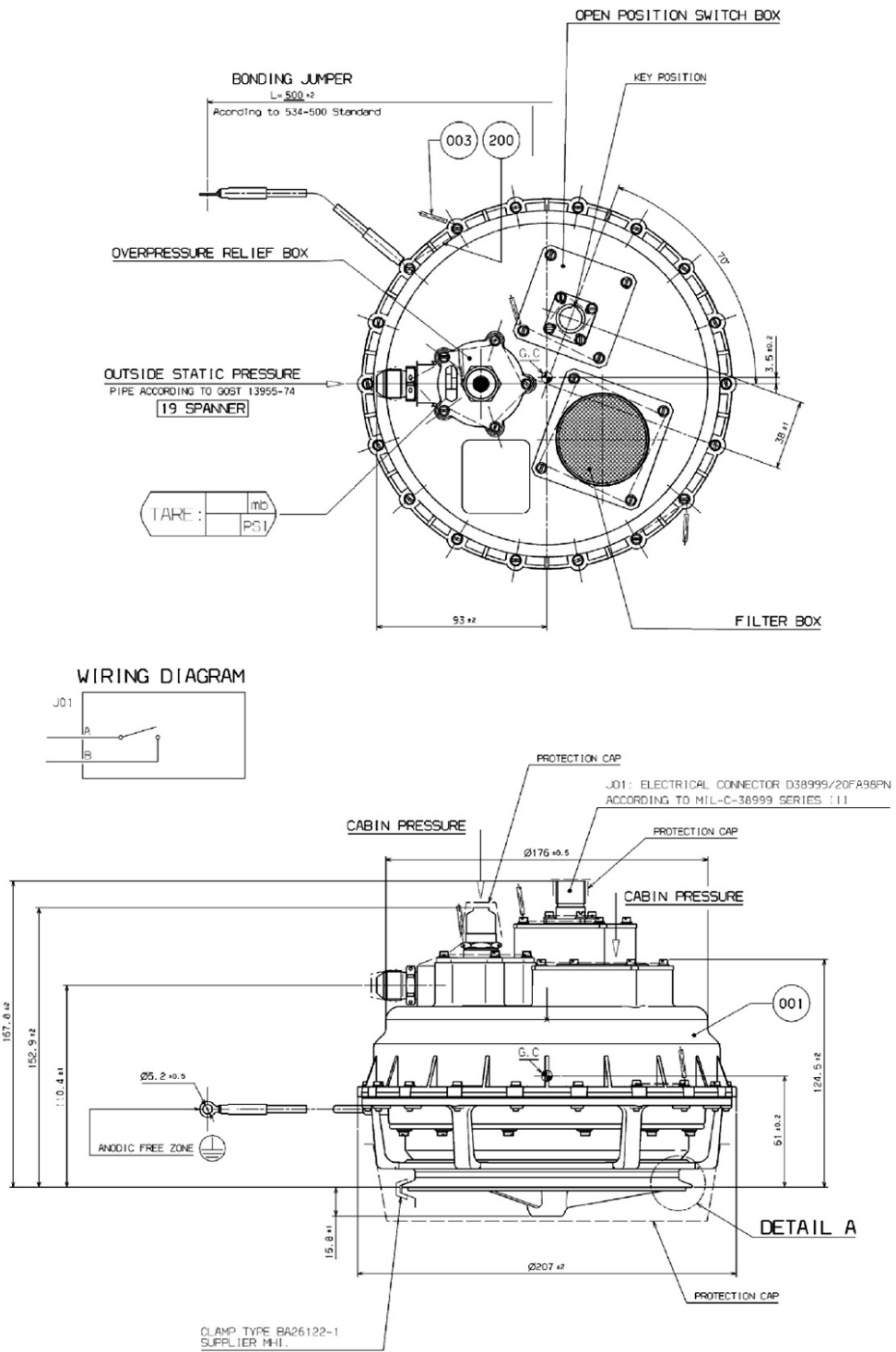


ДОДАТОК С : ЕЛЕМЕНТИ САРТ

С1. ЗАПОБІЖНИЙ КЛАПАН (PrK//SFV)



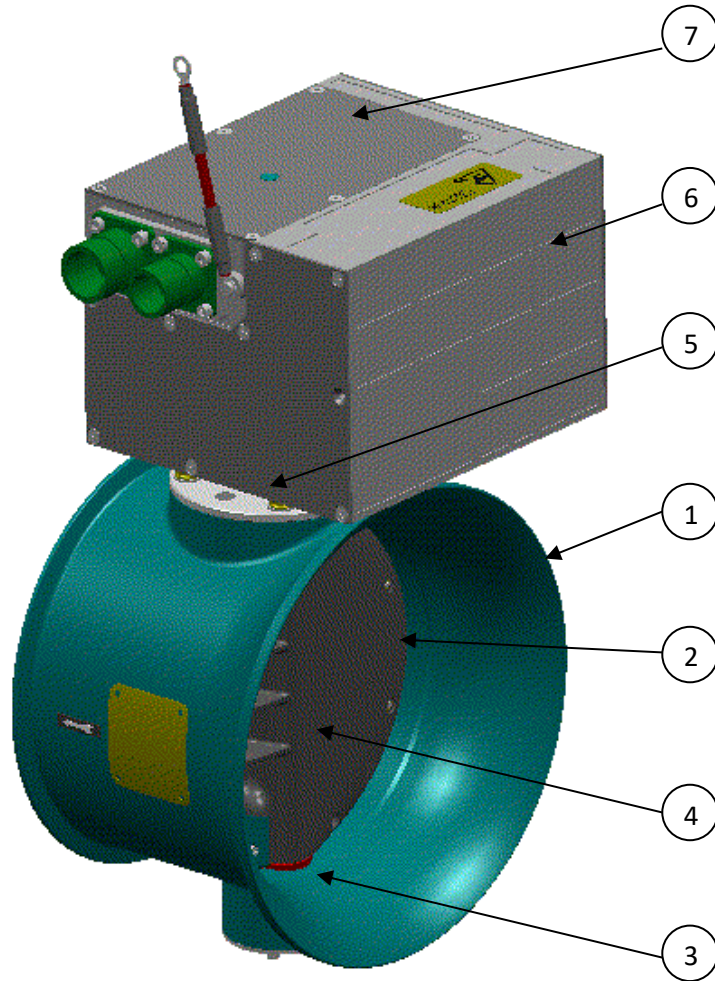
C2. МЕХАНІЧНИЙ ВУЗОЛ ЗАПОБІЖНОГО КЛАПАНА (PrK//SFV)



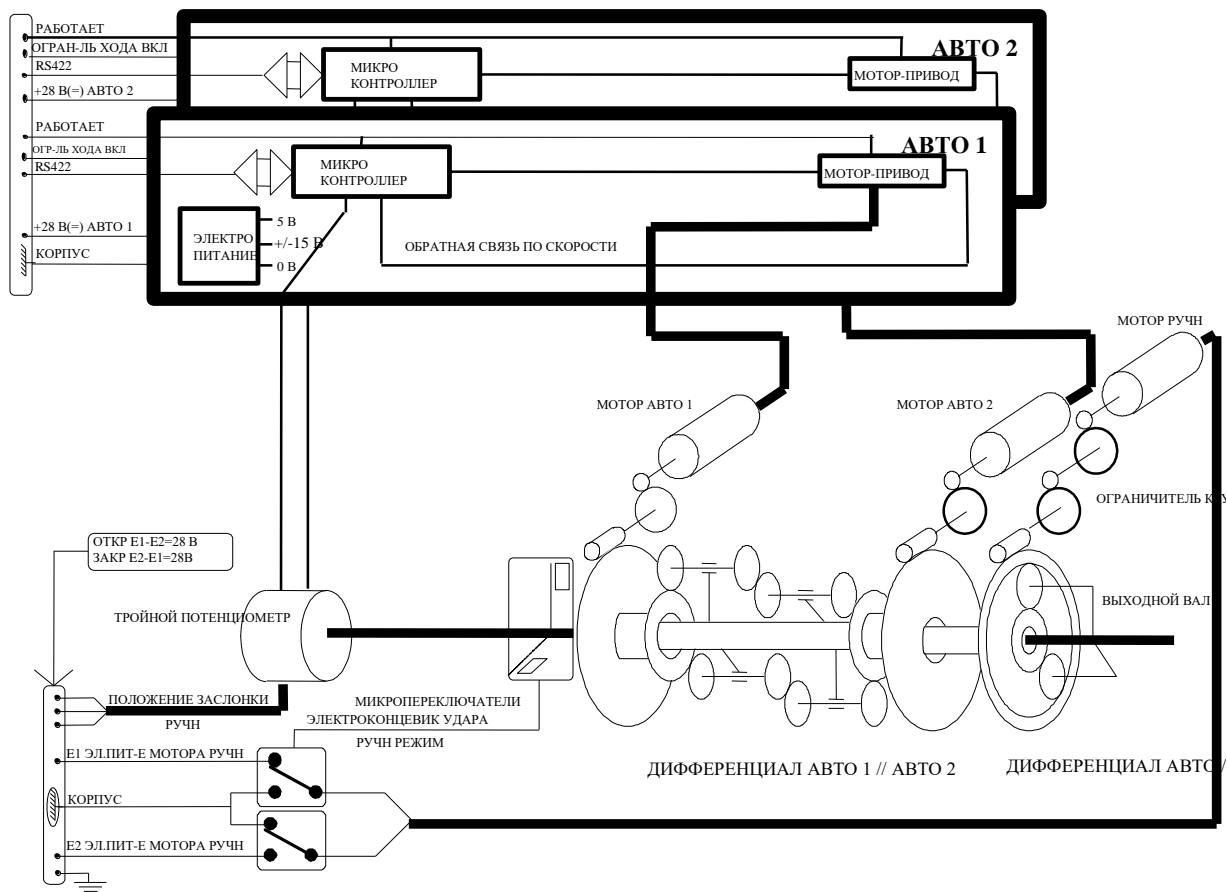
СЗ. ВИПУСКНИЙ КЛАПАН (ВК//OFV)

- 1- корпус
- 2- поворотна заслінка
- 3- ущільнююче кільце
- 4- вісь
- 5- два підшипники
- 6- два електромотори

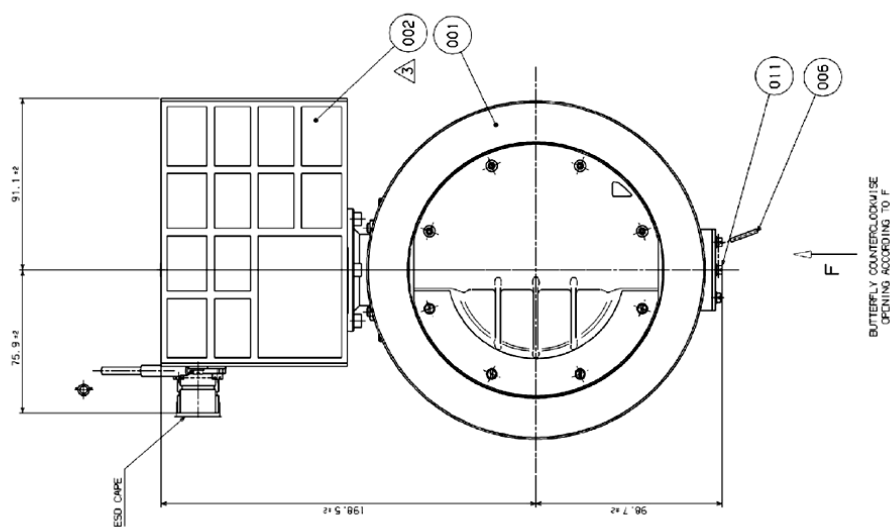
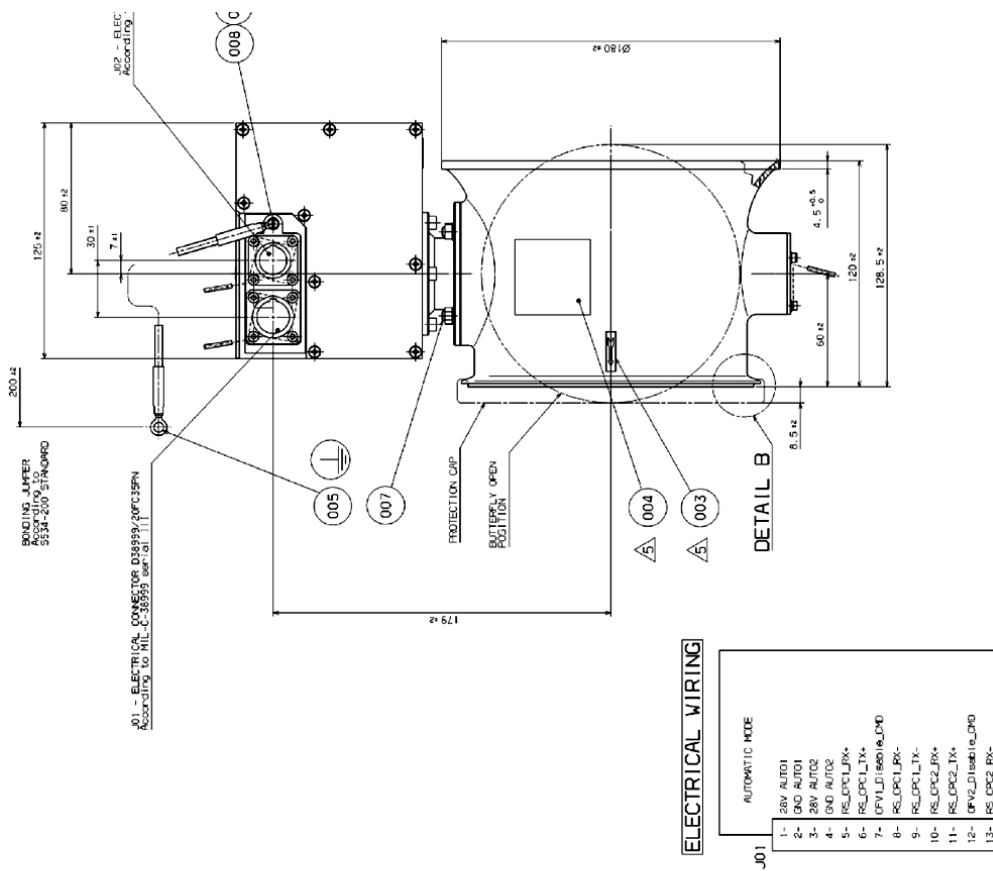
7- редуктор



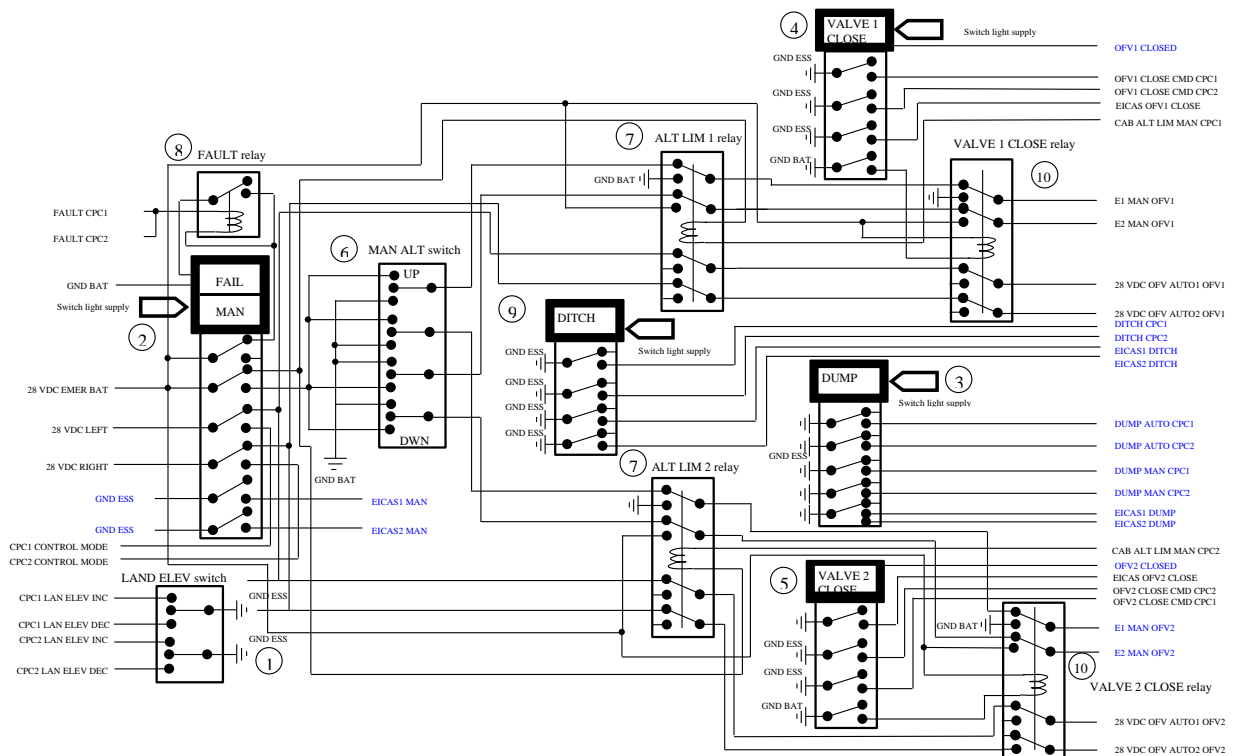
С4. СХЕМА ПРИВОДУ ВЫПУСКНОГО КЛАПАНА



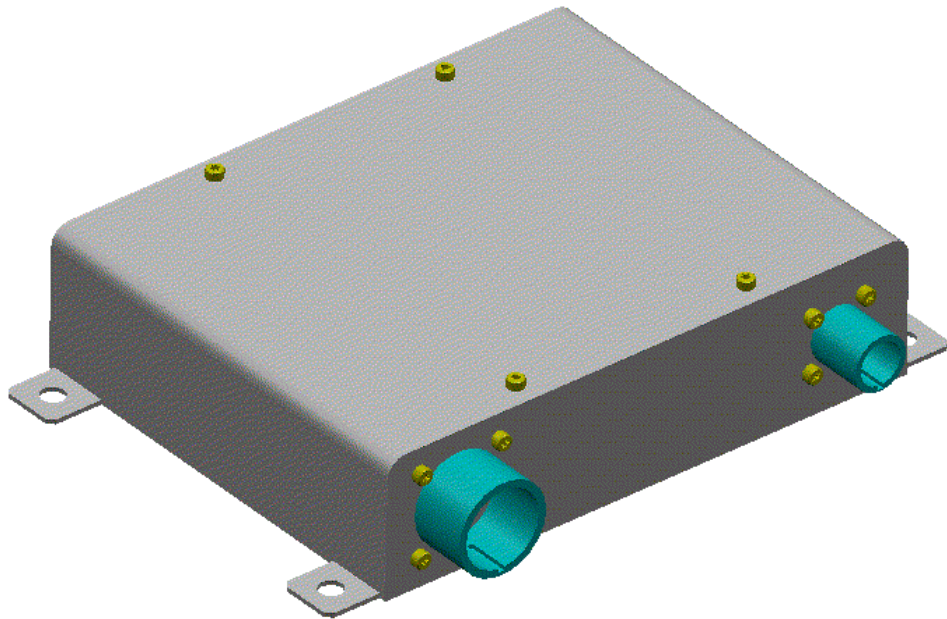
С5. МЕХАНИЧНИЙ ВУЗОЛ ВИПУСКНОГО КЛАПАНА



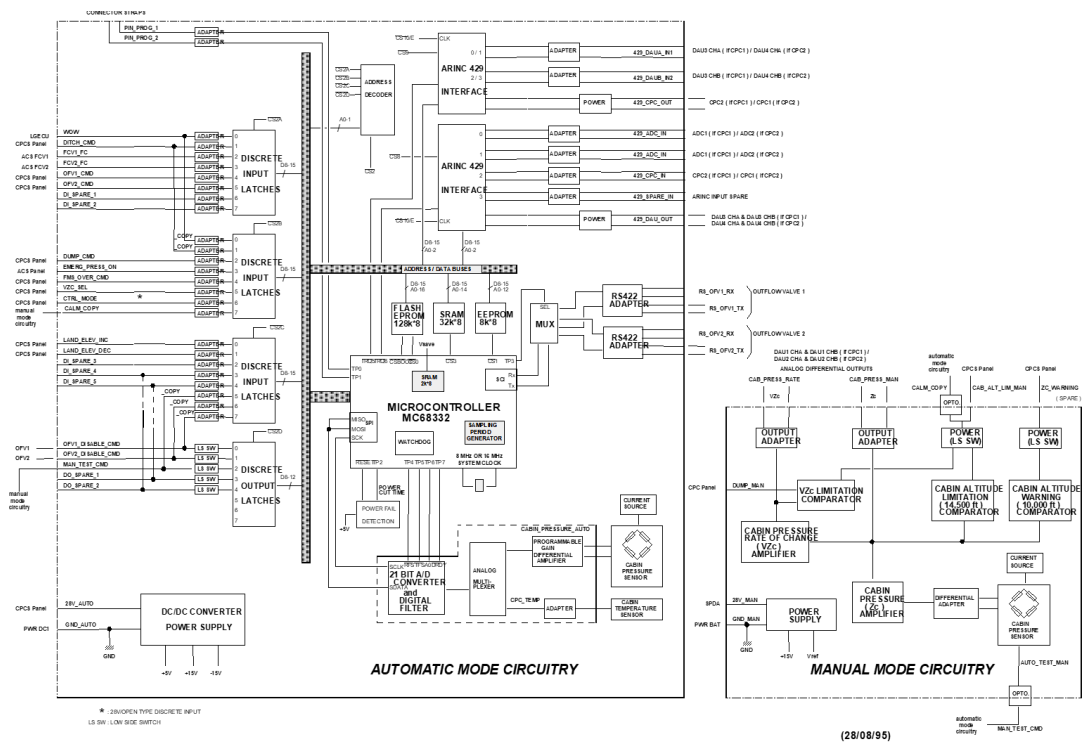
С6. ПУЛЬТ КЕРУВАННЯ САРТ (ПУ САРТ//СРСР)



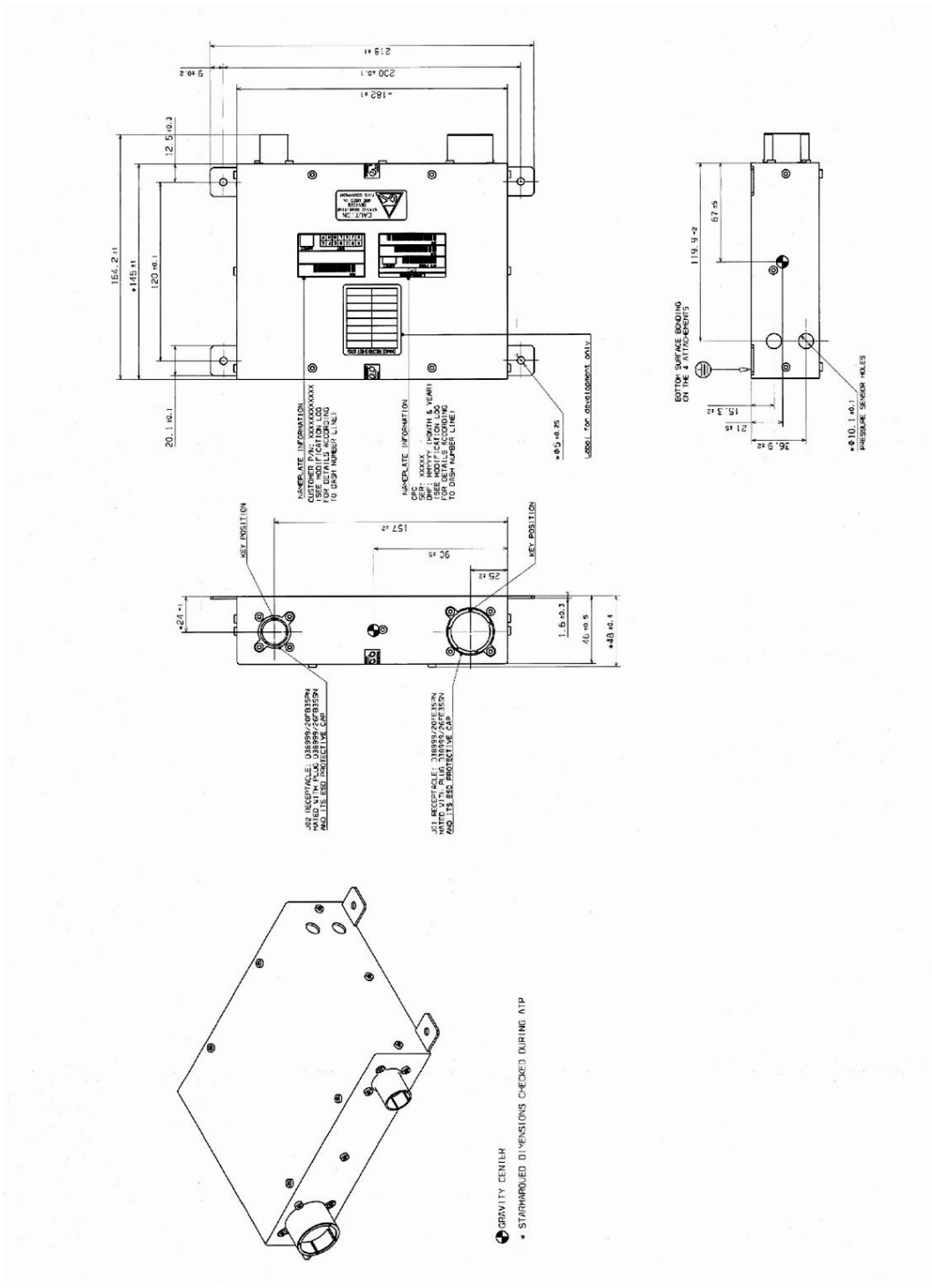
С7. РЕГУЛЯТОР ТИСКУ (РТ//СРС)



С8. ЭЛЕКТРОСХЕМА РЕГУЛЯТОРА ТИСКУ



С9. МЕХАНИЧНИЙ ВУЗОЛ РЕГУЛЯТОРА ТИСКУ



Креслення

Перелік креслень

<i>Формат</i>	<i>Позиція</i>	<i>Найменування</i>	<i>Кільк.</i>
<i>A3</i>	<i>01</i>	<i>Загальний вигляд літака</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>02</i>	<i>Двокласна компоновочна схема на 66 пасажирів (компоновочна схема)</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>03</i>	<i>Система автоматичного регулювання тиску (структурна схема)</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>04</i>	<i>Система автоматичного регулювання тиску (складальне креслення)</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>05</i>	<i>Система автоматичного регулювання тиску (блок-схема)</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>06</i>	<i>Система кондиціонування повітря. Схема пневматична принципова</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>07</i>	<i>Система автоматичного регулювання тиску (принципова схема)</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>08</i>	<i>Програма польоту</i>	<i>1</i>
<i>A3</i>	<i>09</i>	<i>Графік обмеження швидкості й тиску повітря в гермокабіні</i>	<i>1</i>