

Міністерство освіти і науки України
Одеський національний технологічний університет
Кафедра холодильних установок і кондиціонування повітря



ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА ДО КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ

на здобуття другого (магістерського) рівня вищої освіти
на тему:
«Дослідження і розробка системи кондиціонування
повітря (життєзабезпечення) на літаках цивільної
авіації»

Здобувача Кислун В.В.
2 курсу ХМ771МН групи
Керівник д.т.н., проф. Хмельнюк М.Г.
Консультанти: доц., к.т.н. Жихарєва Н.В.

Кваліфікаційна робота допускається до захисту

Рішення кафедри від 01.12.2023 протокол № 6
Завідувач кафедри ХУКП Михайло ХМЕЛЬНЮК

Одеса - 2023 рік

ОДЕСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет	Низькотемпературної техніки та інженерної механіки
Кафедра	Холодильних установок і кондиціонування повітря
Ступінь вищої освіти	Магістр
Спеціальність	142 «Енергетичне машинобудування»
Освітньо-наукова програма	Холодильні машини, установки і кондиціонування повітря

ЗАТВЕРДЖУЮ

Зав. кафедри д.т.н., проф. Хмельнюк М.Г.

«___» _____ 2023 року

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ ЗДОБУВАЧА

Кислун Вадим Володимирович

1. Тема роботи: «ДОСЛІДЖЕННЯ І РОЗРОБКА СИСТЕМИ
КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ (ЖИТТЄЗАБЕЗПЕЧЕННЯ) НА
ЛІТАКАХ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ»

Затверджена наказом ОНТУ від _____ 31.10.2022 р. наказ № 784-03

2. Термін здачі здобувачем закінченої роботи _____ 01.12.2023 р.

3. Вихідні дані роботи:

Магістральний пасажирський літак, швидкість польоту – дозвукова = 550 км/ч,
(Максимальна - 0,83 Mach, або 1016,787 км/ч).

Крейсерська висота польоту - 12 км.

Температура повітря на висоті 12 км. за Міжнародною стандартною атмосферою:
-56°C.

Температура зовнішнього повітря при стоянці на землі +50°C.

Температура повітря в гермокабіні літака +20 °C.

Кількість членів екіпажу, $N_{\text{э}} = 3$ чол. (КВС, 2П, Б/И), додатковий член екіпажу -1
чол. (місце в кабіні екіпажу – але наявність цієї особи необов'язкова) та 6
бортпроводників (в пасажирських салонах).

Кількість пасажирів, $N_{\text{пас}} = 152$ чол. Загальна кількість людей на борту ПС – 162
чол.

Загальна кількість осіб, що знаходяться на борту літака -162 чол.

Тиск в кабіні для висоти 2400 м. (т. зв. «висота кабіни») $P_{\text{каб.}} = 756,342$ кПа,
щільність повітря $\rho_{\text{каб.}} = 9,66721$ кг/м³ (за Міжнародною стандартною атмосферою).

Робочий тиск у ГК – не менш ніж 0,6 бар.

Стиснене гаряче повітря (+200°C) (3,2 бар) для роботи СКВ відбирається від

компресору газотурбінного реактивного двигуна.

Тиск відбору від двигуна – 3,2 бар.

Кількість СКП в одному літаку - 2

Кількість повітря, що подається до ГК від 2-х двигунів обома СКП – 4,8 т/год.

Загальна площа осклення (ілюмінатори): $9,532\text{м}^2$; площа стінок ГК без вікон: $735,64\text{м}^2$.

Загальна площа стінок ГК: $745,172\text{м}^2$.

Вхідна температура в турбіну ТХУ $+80^\circ\text{C}$

Вихідна температура з турбіни ТХУ -40°C

Вихідна температура з турбіни ТХУ після холодного тракту конденсатору на вході в систему розподілення повітря у ГК – не нижче, ніж $+3$, не вище ніж $+50^\circ\text{C}$.

Кількість рецикуляційного повітря -1,8 т.

Вихідні дані для основних розрахункових режимів:

Стоянка на землі:

Висота польоту $H, \text{м} = 0$;

Швидкість польоту $V, \text{км/ч} = 0$;

Температура забортного повітря $T_h, ^\circ\text{C} +50 = 323,15 \text{ К}$;

Тиск повітря $P_h=0\text{км.}, \text{Па} = 101325$;

Влаговміст забортного повітря $d, \text{г/кг с.в.} = 17$;

Тиск тормозіння $P^*0\text{км.}, \text{Па} = 101325$;

Температура повітря в гермокабінах перед початком охолодження $T_{\text{каб.}0\text{км.д.}, ^\circ\text{C} = +42$ (вдень) $= 315,15 \text{ К}$; $+22$ (вночі) $T_{\text{каб.}0\text{км.н.} = 295,15 \text{ К}$;

Температура тормозіння, $T^*, ^\circ\text{C} = +50^\circ\text{C}$ [9, с.78];

Взльот і посадка.

Взльот:

Швидкість польоту $V, \text{км/ч} = 300$;

Температура забортного повітря $T_h, ^\circ\text{C} = +50 = 323,15 \text{ К}$;

Вологовміст забортного повітря $d, \text{г/кг с.в.} = 17$;

Посадка:

Висота польоту $H, \text{м} = 0$;

Тиск тормозіння $P^*, \text{Па} = 105378$;

Температура тормозіння, $T^*\text{пос.}, ^\circ\text{C} = +53,5$ ($326,15 \text{ К}$);

Температура повітря в гермокабінах $T_{\text{каб.}}, ^\circ\text{C} = +42$ (вдень), $+22$ (вночі)

Температура повітря на землі (висота 0км.) $+50^\circ\text{C}$

Вихідні дані для розрахункового режиму польоту на висоті 12 км:

Висота польоту $H, \text{м} = 12000$

Швидкість польоту: взліт: $V_{\text{взл.}} = 350 \text{ км/год} = 97,22 \text{ м/с}$ (набір висоти); Крейсерська швидкість: $V_{\text{крейс.}} = 550 \text{ км/год} = 152,77 \text{ м/с}$ (РЛЭ самолета Ту-204-300).

Температура забортного повітря $T_h, ^\circ\text{C} = -56,65$

Тиск забортного повітря: $P_{h=12\text{км.}}, \text{Па} = 19399 = 0,193 \text{ бар.};$

Вологовміст забортного повітря $d_{12\text{км.}}, \text{г/кг с.в.} = 0$

Температура повітря в гермокабінах: $T_k, ^\circ\text{C} = +20^\circ\text{C}$;

4. Перелік питань, які потрібно розробити:

-розрахунок процесів кондиціювання повітря для висот 0 км. (стоянка на аеродромі) та 12 км. (крейсерська висота польоту);

- вибір розрахункових параметрів внутрішнього та зовнішнього повітря ЛА з таблиць МСА, з Керівництва з технічної експлуатації ЛА;
- розрахунок теплопритоків до гермокабіни (ГК) від Сонця, від системи СКП, від обладнання, від членів екіпажу та пасажирів, від інфільтрації крізь негерметичності у ГК на висотах 0 км., 12 км. та 300м.;
- розрахунок значень абсолютної та відносної вологості у ГК;
- визначення коефіцієнтів теплопровідності обшивки ЛА;
- розрахунок температури відбору з компресору ГТД;
- розрахунок потрібної ступені відбору від компресору ГТД;
- визначення кількості пального, яке затрачується на роботу СКП;
- визначення ККД компресору ТХУ;
- визначення вихідних температури та тиску з компресору ТХУ;
- визначення ККД турбіни ТХУ;
- визначення ступіню зниження тиску у турбіні ТХУ;
- визначення вихідної температури та тиску з турбіни ТХУ з урахуванням втрат;
- визначення холодопродуктивності турбіни ТХУ;
- визначення потужності турбіни ТХУ;
- визначення теоретичного та дійсного холодильних коефіцієнтів СКП;
- розрахунок втрат тиску в трубопроводах СКП;
- розрахунок потрібного діаметру трубопроводів СКП гарячої та холодної ліній;
- розрахунок потрібної товщини стінок трубопроводів гарячої та холодної ліній.

5. Актуальність теми, мета роботи та задачі дослідження, методи дослідження, принцип роботи СКП.

6. Консультанти по роботі, із зазначенням розділів роботи, що стосуються їх

Розділ	Консультант	Підпис, дата	
		Завдання видав	Завдання видав
Охорона праці та пожежна безпека	Жихарєва Н.В.		
d-h –діаграма стану повітря у ГК	Жихарєва Н.В.		
Редагування наукових статей	Хмельнюк М.Г.		

7. Дата видачі завдання 27.03.2023 р.

Керівник _____ Хмельнюк М.Г.

Завдання прийняв до виконання _____ Кислун В.В.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1	Огляд літературних джерел, методик розрахунків, підготовка структури роботи	27.03-04.04.23	
2	Підготовка основних розділів роботи	05.04-30.06.23	
3	Підготовка розділу з охорони праці	01.07-03.08.23	
4	Підготовка розділів з пожежної та електробезпеки	04.09-08.10.23	
5	Оформлення пояснювальної записки кваліфікаційної роботи	09.10-14.11.23	
6	Підготовка графічної частини кваліфікаційної роботи	15.11-25.11.23	
7	Підготовка презентації та доповіді	25.11-27.11.23	
8	Відгук керівника, рецензування, підготовка до захисту кваліфікаційної роботи	28.11-30.11.23	

Здобувач-дипломник _____ Кислун В.В.

Керівник роботи _____ Хмельнюк М.Г.

Несу відповідальність за ідентичність електронного та друкованого варіантів кваліфікаційної роботи, даю згоду на обробку персональних даних та не заперечую проти розміщення кваліфікаційної роботи на офіційних web-ресурсах ОНТУ.

Підтверджую, що в кваліфікаційній роботі відсутні порушення норм академічної доброчесності.

Здобувач-дипломник _____ Кислун Вадим Володимирович _____

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота на здобуття магістрського рівня вищої освіти здобувача Кислуна В.В. «Розробка і дослідження системи кондиціонування (життєзабезпечення) на літаках цивільної авіації» складається з: 146 сторінок тексту, 27 рисунка, 7 таблиць, 130 посилань на літературні джерела.

Дана робота присвячена науковому дослідженню процесів кондиціонування та очищення повітря на пасажирських літаках цивільної авіації. У якості джерел дослідження долучені дисертаційні роботи, монографії, підручники, учбові посібники, наукові та науково-популярні статті, а також патенти різних країн. У роботі розглянуті питання термінології СКП. Розглянуті методи кондиціонування на сучасних пасажирських літаках. Розглянута будова типової авіаційної повітряно-холодильної установки, визначено, що вона складається з підсистеми відбору повітря, підсистеми охолодження, підсистеми розподілення охолодженого повітря. Розглянута будова основних агрегатів СКП, проведений їх розрахунок. Проведений розрахунок основних параметрів СКП – теплоприпливів до ГК, температури, тиску та вологості повітря для наземного режиму 0 км. та для крейсерського режиму польоту - 12 км.

У висновках підбиті ітоги дослідження. Окреслено стан справ у проектуванні та у виробництві СКП в Україні та в світі. Крім того, був зроблений огляд принципів дії СКП перспективного гіперзвукового літака.

Ключові слова: цивільна авіація, літак, кондиціонування, система життєзабезпечення, турбохолодильник, теплообмінник, конденсатор, трубопровід, повітряно-холодильна машина, гермокабіна, екіпаж, пасажир, система кондиціонування повітря, система життєзабезпечення, вологовіддільник, регенератор, повітряний тракт, «Антонов», «Боїнг», компресор, ресівер, система кондиціонування повітря, керівництво з технічної експлуатації.

ABSTRACT

Master's thesis of qualification work for obtaining the master's level of higher education of the applicant Kyslun V.V. consists of: 146 pages of text, 27 figures, 7 tables, 130 references to literary sources.

This work is devoted to the scientific study of the processes of air conditioning and air purification on passenger aircraft of civil aviation. Dissertations, monographs, textbooks, manuals, scientific and popular science articles, as well as patents from different countries are used as research sources. The paper discusses the issues of the theminology of the Environmental Control System. Methods of air conditioning on modern passenger aircraft are considered. The structure of a typical aviation air-refrigeration unit is considered, it is determined that it consists of an air intake subsystem, a cooling subsystem, and a cooled air distribution subsystem. The structure of the main units of the Environmental Control System is considered, their calculation is carried out. The calculation of the main parameters of the Environmental Control System – heat inflows to the pressured cabine, temperature, pressure and humidity of the air for the ground regime of 0 km is carried out. and for cruising mode - 12 km.

The conclusions summarize the results of the study. The state of affairs in the design and production of Environmental Control Systems in Ukraine and in the world is outlined. In addition, a review of the principles of operation of the Environmental Control System of a promising hypersonic aircraft was made.

Key words: civil aviation, airplane, air conditioning, life support system, turbo refrigerator, heat exchanger, condenser, pipeline, air-cooling machine, pressurized cabin, crew, passenger, air conditioning system, Environmental Control System, life support system, moisture separator, regenerator, air path, Antonov, Boeing, compressor, receiver, air conditioning system, technical operation manual.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ.....	4
ВВЕДЕННЯ.....	5
Актуальність обраної теми.....	5
<u>Розділ 1. ТЕОРЕТИЧНИЙ АСПЕКТ ТЕМИ.....</u>	9
1.1. Стан наукової розробленості проблеми.....	9
1.2. Методи дослідження, використані у роботі.....	14
1.3. Термінологічні засади.....	15
1.4. Пошукові ідеї та вибір теми кваліфікаційної роботи. Вивчення аналогів.....	17
<u>Розділ 2. ФАКТОРИ, ЩО ВПЛИВАЮТЬ НА ЖИТТЄДІЯЛЬНІСТЬ ЛЮДИНИ В ПОЛЬОТІ.....</u>	17
2.1. Вплив висотних польотів на організм людини. Вплив на людину теплового впливу та вологості оточуючої середовища.....	17
2.2. Вплив радіаційного випромінювання.....	21
<u>Розділ 3. ВИБІР СХЕМИ ДЛЯ СКП САМОЛЬОТУ-НОСІЯ.....</u>	22
3.1. Системи та методи охолодження, що використовуються в авіаційній техніці при кондиціонуванні повітря.....	24
3.2. Устрій СКП на базі повітряної ХМ.....
3.3. Системи охолодження з повітряним циклом.....	38
3.4. Класифікація СКП за способами висадження вологи на лінії високого тиску.....	40
3.5. Особливості СКП фірми «Боїнг».....	42
3.6. Особливості СКП фірми «Аїрбас».....	44
3.7. Особливості СКП фірми «Туполєв».....	45
<u>Розділ 4. ОСНОВНІ АГРЕГАТИ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.....</u>	49

					КРМ.ХУКП 1. 784-03.3.1			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.		Кислун В.В.			Розрахунково- пояснювальна записка	Літ.	Арк.	Акрушів
Перевір.		Хмельнюк М.Г.					8	146
Реценз.						ХМ771МН- група		
Н. Контр.								
Затверд.								

4. Конструкторська частина.....	50
4.1. Принцип дії турбохолодильника.....	50
4.2. Опис турбохолодильника.....	52
4.3. Розрахунок турбіни.....	54
4.3.1. Розрахунок параметрів повністю заторможеного потоку повітря...58	
4.4. Розрахунок компресора.....	59
4.5. Розрахунок вентилятора.....	59
4.6. Теплообмінні апарати.....	60
4.7. Повітре-повітряні теплообмінники.....	61
4.8. Призначення та конструкція теплообмінника-конденсатора.....	
4.9. Елементи спеціального призначення.....	70
4.9.1. Заслінки регуляторів температури повітря в гермокабіні.....	68
4.9.2. Вологовідділювач.....	69
4.9.3. Зворотній клапан лінії підмісу.....	70
4.9.4. Фільтри СКП.....	70
4.10. З'єднальні трубопроводи СКП.....	71
4.11. Призначення та будова змішувача.....	76
<u>Розділ 5. РОЗРАХУНКОВІ ПАРАМЕТРИ СИСТЕМИ</u>	
КОНДИЦІОНУВАННЯ НА ПАСАЖИРСЬКОМУ ЛІТАКУ.....	79
5.1. Дослідницька частина.....	77
5.2. Визначення теплового навантаження.....	77
5.3. Визначення теплового потоку від системи кондиціонування.....	78
5.4. Визначення теплового потоку від обладнання.....	79
5.5. Тепловий потік від обладнання на невстановившомуся режимі (розігрів).....	80
5.6. Визначення теплового потоку від пасажирів та екіпажу.....	80
5.7. Визначення теплового потоку від соняшного випромінювання, яке проникає у кабінку через осклені участки поверхні фюзеляжу.....	82

5.8. Визначення теплопритоків на крейсерському режимі.....	84
5.9. Визначення теплопритоків на наземному режимі.....	85
5.10. Розрахунок теплопритоків в герметичний відсік через обшивку.....	85
5.11. Визначення теплопритоків на крейсерському режимі польоту.....	90
5.12. Визначення необхідної витрати повітря.....	
<u>Розділ 6.</u> БУДОВА ГЕРМОКАБІНИ ТА ОХОРОНА ПРАЦІ ПІЛОТІВ...	94
6.1. Параметри повітря в герметичному відсіку. Нормативні вимоги до складу та чистоти повітря герметичної кабіни.....	95
6.2. Тиск повітря в гермовідсіку та в гермокабині.....	99
6.3. Призначення, конструкція та робота агрегатів САРД.....	103
6.4. Температура повітря в кабіні екіпажу та у пасажирському салоні.	
6.5. Вологість повітря.....	105
6.6. Схеми розподілення повітря в кабіні екіпажу та у пасажирському салоні. Загальні вимоги до гермокабін.....	113
6.7. Електробезпе́чність СКП.....	119
6.8. Пожежебезпе́чність СКП.....	120
6.9. Шум, який виникає в СКП та в її агрегатах.....	120
6.10. Шум в трубопроводах.....	123
6.11. Шум в агрегатах СКП.....	123
6.12. Шум від турбохолодильника.....	124
6.13. Шумоізоляція.....	124
6.14. Вібрації, які виникають в СКП та в її агрегатах.....	125
ВИСНОВКИ.....	125
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	130

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ.

ВСТУП.

У вступі обґрунтована актуальність обраної теми.

Об'єкт дослідження – системи кондиціонування сучасних пасажирських літаків цивільної авіації. Для цілей дослідження було обрано літаки, що обладнані повітряно-реактивними двигунами.

Предмет дослідження – конструкція та принцип дії систем кондиціонування дальньомагістральних та середньомагістральних пасажирських літаків цивільної авіації. Для цілей дослідження було обрано СЖО реактивних літаків на базі повітряної холодильної установки, для роботи яких відбирається стиснене повітря з компресорів газотурбінних двигунів (так звана «класична» схема). Швидкість польоту ЛА – дозвукова.

Мета роботи та задачі дослідження.

- виявлення особливостей та характерних рис систем кондиціонування пасажирських літаків.

Відповідно до мети дослідження автором були сформульовані наступні дослідницькі завдання:

- дослідити наявні системи кондиціонування літаків ЦА;
- виявити тенденції розвитку СКП ЛА ЦА;
- виявити поточний стан справ з проектування та виготовлення СЖО в Україні та в світі.

Методи дослідження.

Для досягнення поставленої мети, у кваліфікаційній роботі були використані загальнонаукові та спеціальнонаукові методи.

Загальнонаукові методи:

Історичний метод було використано для дослідження історії появи та розвитку систем кондиціонування літаків для виявлення змін у СКП в ході їх історичної еволюції.

Для аналізу теоретичних наробок та понять автором було застосовано **діалектичний метод**, який передбачає використання філософії діалектичного матеріалізму, що необхідно для отримання об'єктивних результатів кваліфікаційної роботи магістра.

графічна розробка принципової схеми системи кондиціонування повітря, чисельні методи.

Спеціальнонаукові методи:

Системний підхід - дозволив розглянути СКП як цільне явище, яке розвивається.

Типологічний метод - дозволив дослідити системи та апарати СКП, засновані на різних принципах дії.

Порівняльний метод - застосовується для порівняння СКП різних типів літаків.

Гіпотеза дослідження: система СКП літака повинна забезпечувати задані параметри повітря, мати найменшу вагу та габарити, мати мінімальне енергоспоживання, бути надійною, довговічною та ремонтпридатною.

Отримані результати.

- узагальнені відомості про СКП ЛА;
- здійснений підбір літератури за даною темою;
- виявлені тенденції розвитку СКП в світі;
- проведений розрахунок параметрів СКП.

З'ясовано, що наукові дослідження авіаційного кондиціонування ведуться у багатьох промислово розвинених країнах. Світовим лідером авіаційної галузі є США, вони є утримувачем найбільшої кількості патентів з авіа-СКП. Виділяються патенти Німеччини, Франції, Італії, Канади, Японії, РФ (СРСР), Південної Кореї. Стрімко розвивається авіабудування Бразилії та КНР. Авіаційне винахідництво КНР представлене патентами з авіа-СКП, кількість яких у останні роки зростає, але, судячи з відомостей з відкритих джерел, ще досить відстає від «старих авіаційних країн».

У всьому світі більшість патентів з даної теми належить великим корпораціям. Кількість патентів, що належать фізичним особам – незначна.

Встановлено, що наукові дослідження та конструкторські розробки з авіаційних СКП в Україні на даний час не ведуться, але велися в минулому. Авіаційне СКП як учбова дисципліна в Україні не викладається, відсутні підручники та учбові, та методичні посібники. Але ця ситуація поки що є оборотною, оскільки мається кадровий, виробничий та науковий потенціал, але який постійно деградує.

Джерела дослідження. Джерельну базу виконаної роботи складають п'ять видів джерел. *До першої групи* належать дисертаційні роботи, підручники, монографії, наукові статті у фахових виданнях, та науково-популярні статті у інтернеті. *До другої групи джерел* відносяться техніко-юридичні норми: ГОСТИ, ОСТИ, Авіаційні Правила, FAR, ДСТУ. *До третьої групи* належать патенти на винаходи з бази даних «Гугл – патент», та з інтерактивної БД «Изобретения (полезные модели) в Украине», що належить Укрпатенту. *До четвертої групи* відносяться нормативно-правові акти. *До п'ятої групи* відносяться технічні норми – Керівництва з льотної експлуатації СКП літаків конкретних типів.

Практичне значення виконаної роботи.

Отримані в роботі результати можуть бути використані наступним чином:

- в діяльності науковців – для підготовки дисертацій, наукових статей, тезисів наукових конференцій;
- в діяльності студентів, учнів, здобувачів освіти – для підготовки авіаційних спеціалістів, фахівців з холодильної техніки;
- у діяльності викладачів вищих навчальних закладів освіти, льотних шкіл – для складання лекцій, семінарських та практичних робіт, виховання в здобувачів технічної культури, поширення кругозору, розвитку винахідництва;
- у діяльності техніків цивільної авіації, працівників аеропортів, бортпровідників та пілотів.

Публікації за темою роботи:

1. Кислун В.В. Особливості системи кондиціювання повітря на сучасних пасажирських літаках. Стан проблеми та перспективи розвитку. [Стаття]. // *Всеукраїнська наукова-технічна конференція молодих учених та здобувачів вищої освіти «Стан, досягнення і перспективи холодильної технології» - 19-20 квітня 2023 року.*

2. Кислун В.В. Питання модернізації системи кондиціювання повітря вітчизняного пасажирського літака АН-148 з залученням технічних рішень фірм «Боїнг» та «Аїрбас». [Стаття]. // *XIV Всеукраїнська наукова-технічна конференція молодих учених та здобувачів вищої освіти «Стан, досягнення і перспективи холодильної технології» - 21-22 вересня 2023 року.*

Структура роботи.

Структура роботи обумовлена цілями дослідження та включає в себе перелік умовних позначень, символів, одиниць, скорочень і термінів, а також введення, 6 розділів основної частини, висновків, списку використаних літературних джерел (130 найменувань).

ВВЕДЕННЯ.

Авіація зародилася одночасно в декількох країнах світу. Одним із міст, де зароджувалася світова авіація, являється м.Одеса. Одеські пілоти Сергій Уточкін (1876-1916) та Михайл Єфімов (1881-1919), Іван Заїкін (1880-1948) – видатні піонери авіації, які назавжди прославили наше місто. Заснований у 1911 році Одеський Завод аеропланів Артура Антоновича Анатри був одним з перших, що наладив випуск літаків на Півдні. Саме Одеський аеродром став одним з перших аеродромів Півдня. Одеська авіашкола А.А.Анатри стала однією з перших авіашкол. Деякий час у Одесі проживав акад. С.П.Корольов, саме тут народився академік В.П.Глушко. Взагалі, Україна є багатою на авіаційні традиції, оскільки вона є місцем, де серед інших країн зароджувалась та розвивалась світова авіація. Свідченням цього є імена І.І.Сікорського, О.К.Антонова, С.П.Корольова, М.К.Янгеля, В.П.Глушко, А.І.Люльки, А.Г.Івченко, Ю.В.Кондратюка (А.І.Шаргея), проф. О.С.Кудашева та багатьох інших. Космічна техніка глибоко пов'язана з авіацією, та розвилася з неї. Великий вклад у розробку авіаційних систем кондиціонування зробив відомий одеський професор В.С.Мартиновський (1906-1977), який розробив теорію повітряних холодильних машин.

Авіація викликає великий суспільний інтерес, особливо серед молоді. Опанування авіаційною технікою потребує глибоких знань з різних галузей техніки, фізики, географії, метеорології, медицини, психології, правознавства. Саме в Одесі, як в місті з високою культурою, сформувалися багаті авіаційні традиції, та ця обставина суттєво полегшує долучення до авіаційної тематики.

Сучасні літаки оснащені системою контролю внутрішнього середовища (англ. «Environmental Control System» – ECS), яка забезпечує безпечний, комфортабельний та незагрозуючий здоров'ю польот як для пасажирів, так і для екіпажу. Система ECS призначена для зниження концентрації в повітрі забруднюючих речовин, які можуть проникнути в салон, а також для регулювання температури, тиску, вологості та вентиляції салону самолета [115].

Актуальність обраної теми.

Авіаційна промисловість визначає місце країни як високорозвиненої.

В світовій авіації намітилися наступні тенденції:

- 1) Набувають поширення електродвигуни - електродвигуни на тягі електродвигунів, що дозволяє знизити вартість експлуатації та знизити вибухо-пожежонебезпечність за рахунок видалення з борту ЛА великих кількостей ГСМ. Сфера застосування – в основному, поки що це мала авіація. Розробку ведуть: фірма «Боїнг» - електродвигун «RAV», а також електродвигун «Pathfinder» розробки агентства NASA (США); Швейцарія: електродвигун «Solar Impulse», на сонячних батареях, які використовують виключно енергію Сонця; ЕС: електродвигун фірми Airbus «E-FAN»; Німеччина: електродвигун фірми Siemens «EXTRA 330LE»; Словенія: електродвигун «Alpha Electro» фірми Pipistrel; РФ: електродвигун-лабораторія ЯК-40ЛЛ фірми «Суперокс». Велика Британія: електродвигун «Spirit of Innovation» фірми Rolls-Royce. Ізраїль: електродвигун «Alice» фірми Eviation Aircraft.
- 2) як і раніш, гостро стоїть проблема безпеки польотів та безвідмовності авіатехніки;

3) проблема створення літаючого автомобілю – гібрида автомобіля та літака (вертольоту). Розробки йдуть в КНР (компанія XPeng); в ЕС: самолёт «Audi Pop.Up Next» - спільна розробка фірм Audi, Italdesign та Airbus; Японія: фірми Hyundai і Toyota (аеротаксі «Joby Aviation»); РФ: аеромобіль-циклольот «Циклокар». Розробники: компанія «Аеромакс» і Сиб. отд. РАН. Крім того, Воронежський стартап Scienex презентував аеромобіль «Flyter».

4) проблема необхідності зниження споживання палива. Пути рішення: створення нових конструкційних матеріалів – лёгких і прочних, що знизять масу ЛА. С этой же целью французской фирмой Technicon Design був предложен самолёт без ілюмінаторів «IXION».

5) створення безпілотного авіатранспорту (вантажного та пасажирського). Автоматизація ЛА вже дозволила відмовитися від посади бортінженера. На черзі обговорюється відмова і від посади другого пілота, функції якого повинен взяти на себе штучний інтелект. Йдуть роботи над створенням повністю безпілотного пасажирського самолёту, який, як стверджується в публікаціях, повинен вийти на авіалінії вже десь в 2025 р., що дасть авіакомпаніям значну економію на зарплаті пілотів.

6) проблема опанування гіперзвукових швидкостей польоту ЛА. Роботи над створенням гіперзвукового пасажирського літака йдуть в США (концерн «Боїнг» - проект X-20 «Dyna Soar» (з 1957 по 1963 рр.), проект X-43A від «Боїнг» та NASA (2001-2004 рр., проект X-51 – розробляється у теперішній час); в Китаї (проект Кит. Академії Наук), в Швейцарії (стартап «Destinus» конструктора Михаїла Кокорича – розробляється ГЛА «Jungfrau» на водородному паливі); в Евросоюзі (концерн «Аїрбас», див. пат. США від 2015 р. №US 9079661-B2); в РФ (в 80-ті рр. в СРСР розроблялись проекти Ту-260 і Ту-360, які залишилися нереалізованими, у сей час тривають роботи над проектом №4202 по створенню глайдера «Ю-71», також розробляється проект «Аякс», та на сучасному етапі розробляється проект самолёту на водородному паливі «Hexafly-Int» - розробка ЦАГІ); Великобританія (дальнемагістральний лайнер «Lapcat»; лайнер А-2 фірми «Reaction Engines»). Розробки ведуть і ін. держави. Роботи йдуть в режимі таємності.

7) проблема освоєння верхніх шарів стратосфери (самолёт на соняшних батареях «SolarStratos» фірми SolarXplorers S.A. (Швейцарія);

8) проблема освоєння мезосфери (суборбітальний космоплан «Unity» фірми Virgin Galactic (США)).

9) самолёти вертикального взльоту і посадки (гібриди вертольоту і самолёту). Як відмічається в літературі, в основному вони створювались для потреб військової авіації. Це такі моделі, як Як-38, Як-141 (СРСР), та створений на основі цих радянських розробок винищувач F-35 (США) і др. Лише в Італії виробляється цивільний конвертоплан Bell/Agusta BA609.

10) проблема зниження шуму від самолётів на місцевості та у пасажирських салонах.

11) екологічні проблеми: проблема зниження шкідливих викидів в атмосферу, проведення «декарбонізації» авіатехніки до 2050 р. Національною транспортною Стратегією України на період до 2030 р. поставлена мета створення безпечного для суспільства, екологічно чистого та енергоефективного транспорту. Також, Урядом України була поставлена мета зменшення обсягу викидів парникових газів в

атмосферне повітря від пересувних джерел до 60 відсотків рівня 1990 року; зменшення сумарного обсягу викидів в атмосферне повітря забруднюючих речовин від пересувних джерел, умовно приведеного до оксиду вуглецю з урахуванням відносної агресивності основних забруднювачів, до 70 відсотків (від рівня 2015 року). Як вказано у Комюніке комісії Європейському парламенту, Європейській Раді, Європейському економічному і соціальному комітету та Комітету регіонів від 2019р., необхідно скоротити 90% викидів у транспортному секторі до 2050 року. І автомобільний, і залізничний, і авіаційний, і водний транспорт повинні сприяти такому скороченню. Шляхом вирішення цієї проблеми є застосування водородного двигуна на криогенному паливі (Tu-155 (СРСР). Фірмою Boeing також розробляється проект водородного літака – це БПЛА «Phantom Eye»).

Готуються до виходу в світ нові моделі пасажирських самолётів:

-фірмою Boeing (США) - розробляється сімейство самолётів Boeing 777 X, а на дальню перспективу – пасажирський електрольот «Boeing Sugar Volt» со сверхдлинными складними крилами;

-фірмою Lockheed Martin (США) – розробляється пасажирський ЛА Box Wing Jet з крилом замкнутого профілю, заявлена очікувана економія палива – до 200%;

-концерн Airbus (ЕС) – працює над трьома проектами лайнерів на водородному паливі «Airbus ZEROe» (див. пат. RU 2405720 С2 2010г. - запропонована система та засіб енергозабезпечення літального апарату, отличающийся тим, що водородні паливні елементи ЛА забезпечивають ЛА водою та електроенергією для приводу системи СЖО [98]); розробляється проект біонічного лайнеру «Airbus Future Concept», який задуманий на далеку перспективу (до 2050 р.);

-фірма АTR (Європейський Союз) – розробляється пасажирський лайнер «ATR EVO» (до 2030 р.);

-фірмою Bombardier Aerospace (Канада) – у 2023р. був представлений лайнер Bombardier Challenger 3500;

-фірма Embraer (Бразилія) – продовжує роботу над розвитком лайнеру сімейства Embraer E-Jet E2. Як заявляє виробник, самолёт менш шумний, виділяє менше CO₂ та споживає меншу кількість палива. Загалом, компанія успішно розвивається;

-КНР – в 2023р. був переданий до експлуатації середньоміагістральний самолёт «Comac C919», китайський аналог європейського літака А-320;

-Японія - компанія Mitsubishi Heavy Industries повідомила про відмову від виробництва пасажирських самолётів «SpaceJet» у зв'язку з труднощами з-за пандемії.

-РФ – «Объединённая авиастроительная корпорация» проводить імпортозаміщення узлів и агрегатів и готується до серійного виробництва самолётів Ту-214 (модернізований Ту-204), МС-21 (він же Як-242), Іл-96.

Планується повернення до цивільної авіації реактивних сверхзвукових самолётів. Так, фірма Lockheed Martin (США) представила проект ЛА «Supersonic Green Machine».

На сьогоднішній час в авіації України намітилися наступні тенденції:

1) йде перехід на імпорту техніку. Аналогічна ситуація спостерігається і в інших пострадянських державах. Відповідно, від авіаційного персоналу тепер вимагається добре знання англійської мови.

2) «Велика авіація». За лізинговими схемами в Україну імпортуються літаки виробництва ЄС та США. У останні десятиліття вітчизняні виробники літаків втратили свої традиційні ринки збуту та коопераційні зв'язки з підприємствами-сміжниками.

3) «Мала авіація». До 2022 року пілотами-посередниками завозилися до України бувші у споживанні літаки з Євросоюзу та США. Здесь вони проходили капітальний ремонт та перепродавалися замовнику. Внаслідок цього склалася повна залежність від імпортних повітряних суден, від комплектуючих до них та від стану міждержавних відносин з країнами-імпортерами авіатехніки. Детальна технічна інформація на імпортну техніку не завжди доступна. Внаслідок такого підходу відчизняна виробнича та конструкторська школа не розвиваються.

3) В умовах ринкової економіки України авіація стала увлечінням переважно матеріально забезпеченого класу, що серйозно гальмує її розвиток. Во всіх навчальних закладах цивільної авіації України льотно-практична підготовка пілотів здійснюється за їхній власний рахунок. Йде старіння кадрів, та склався дефіцит пілотів ЦА.

Г.Н.Гіпич відмічає, що прийом на експлуатацію іноземної авіаційної техніки відкине нашу авіацію на багато років назад. У відношенні проникнення на ринок СНД іноземних ПС наблюдаються наступні тенденції:

- вторинний ринок західних літаків, це, в основному, це літаки виробництва США, де настав період заміни експлуатуємого модельного ряду літаків;
- політичне та економічне лобювання з боку державних органів США и ЄС, заціквлених в сбуті своєї застарівшої авіатехніки и технічному переоснащенні своїх авіакомпаній;
- внешне привлекательные, но разорительные в целом для авиакомпаний условия поставки и эксплуатации ВС (лизинг, рассрочки, скидки) [69, с.9-10].

За відомостями Державного реєстру цивільної авіації України, станом на 06.12.2023 р. в Україні зареєстровано 878 ПС (літаків та вертольотів, та теплових аеростатів), з них приблизно 100 пасажирських літаків. Всі ПС здебільшого іноземного виробництва, здебільшого з великим терміном експлуатації. Вихідом з цієї ситуації автору вбачається поновлення виробництва раніш вироблявшихся моделей літаків та їх глибока модернізація. Мова йде про такі моделі: Як-12, Як-18, Як-52, АН-2, а також АН-148, АН-158. Також необхідно засвоєння виробництва іноземних ЛА за ліцензією. У склавшився умовах дуже важливо зберегти вітчизняну конструкторську школу та виробничі потужності авіапідприємств України.



[116].

Розділ 1. ТЕОРЕТИЧНИЙ АСПЕКТ ТЕМИ.

1.1. Стан наукової та технічної розробленості проблеми.

Підручники та монографії. Значний вклад у розробку теорії повітряно-холодильних машин було внесено працями проф. В.С.Мартиновського [23]. У радянські часи суттєвий вклад у розробку авіаційних систем кондиціонування повітря було зроблено проф. Г.І.Вороніним [1]. Ю.С.Ільюшин, В.В.Олізаров за цієї теми видали підручники [14] та [64]. В підручнику М.Н.Шульженко «Конструкция самолетов», виданому у 1971 р. [125], де в загальних рисах був описаний устрій авіаційної СКП. В 1974 р. І.Н.Антипенко, Н.В.Данілов, В.І.Кузнецов видали монографію «Эксплуатация систем кондиционирования воздуха пассажирских самолетов» [53]. В 1983 році за авторством В.Н.Серебрякова вийшов підручник «Основы проектирования систем жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов» [22]. У 1986 році Малозьомов В.В., Рожнов В.Ф., Правецкий В.Н. опублікували підручник «Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов» [6]. У 1993 році Л.А.Буріченко опублікував підручник «Охрана труда в гражданской авиации», який у 2003 році був перевиданий ним в Києві у соавторстві з В.Д.Гулевцем [73]. В ньому була затронута тема шкідливих факторів висотних польотів на ЛА, але тема авіаційних СКП в ньому в достатній мірі не була розкрита.

В 2003 р. викладачі МАІ Антонова Н.В., Ружицька В.В. видали «Авиационные системы кондиционирования воздуха. Учебное пособие к лабораторной работе» [15]. В 2006 році Антонова Н.В., Дубровін Л.Д., Егоров Е.Е. и др. видали учебник «Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха» [38]. В 2010 р. А.В.Щербаков видав монографію «Автоматическое регулирование авиационных систем кондиционирования воздуха» [16]. В 2016 р. А.В.Суворов и В.Л.Химич видали учебный посібник «Основы проектирования и расчета теплоизоляции и систем кондиционирования гермокабин самолетов» [9]. В 2019 році авторським колективом за ред. проф. А.В.Чічіндаєва був опублікований учебный посібник «Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов» [5]. Також даним автором та його колегами С.А.Ривкіним та В.А.Спаріним в різні роки було опубліковано ряд монографій на тему СЖО ЛА. В 2021 році М.А.Кисельов, Ю.В.Петров видали учебный посібник «Функциональные системы воздушных судов», де темі СКП присв'ячений окремий розділ [109]. В 2022 році під керівництвом проф. А.В.Чічіндаєва був розроблений електронний учебно-методичний комплекс «Современные системы кондиционирования воздуха» [110], який доступний на сайті Stepic.org.

Англомовні монографії: National Research Council. The Airliner Cabin Environment: Air Quality and Safety. Washington, DC: The National Academies Press. 1986. - 320 p. // <https://doi.org/10.17226/913>, Dechow, M., Nurcombe, C. Aircraft Environmental Control Systems. In: Hocking, M. (eds) Air Quality in Airplane Cabins and Similar Enclosed Spaces. The Handbook of Environmental Chemistry, vol 4H. Springer, Berlin, Heidelberg. // <https://doi.org/10.1007/b107234>; Bill Neese. Aircraft Environmental Systems. Publisher: Endeavor Books/ Mountain States Litho 133 S. McKinley, Casper, WY 82601, 1999. – 182p.; Ian Moir, Allan Seabridge Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration, Third Edition., 2008., де авіаційним СКП присв'ячений Chapter 7 «Environmental Control Systems»; John Finn Alberto L. Sangiovanni-Vincentelli. Optimal

Architecture Selection for an Aircraft Environmental Control System. Electrical Engineering and Computer Sciences University of California at Berkeley, 2016. – 49 p., та інші. Деякі з них містяться у платному доступі.

Паралельно з розробкою цих тем йшли дослідження факторів висотних польотів та їхній вплив на здоров'я людини. Так, у 1975 р. було видано спільне радянсько-американське видання в 3 томах (в 4-х книгах) за авторством акад. О.Г.Газенко та М.Кальвіна: «Основы космической биологии и медицины» [62]. Також, у 1985 році проф. Воробйов Е.И. та к.м.н. Ковальов Е.Е. підготували монографію, присв'ячену радіаційній безпеці польотів на ЛА [59]. Між тим, відомості про видання в Україні учбової або наукової літератури з теми даного дослідження автором не знайдені.

Дисертаційні роботи. За темою дослідження виділені наступні роботи: Емельянов А.Л. Энергоэффективные транспортные системы кондиционирования воздуха [20]. Пашенко, Н.И. Термодинамический анализ циклов систем кондиционирования воздуха [23]. Иванова, А.П. Эксергетический анализ воздушно-холодильных машин в составе авиационных [28]. Кудерко Д.А. Разработка и исследование системы кондиционирования воздуха маловысотного самолета [34]. Волков, А.А. Исследование нестационарных режимов работы систем вентиляции герметичных отсеков пассажирских самолетов и их влияние на выбор рациональных параметров системы кондиционирования воздуха [56]. Коломин И.В. Роторно-лопастной компрессор для бортовой системы охлаждения летательных аппаратов: диссертация ... кандидата технических наук: 05.07.07 / Коломин Илья Викторович; [Место защиты: Сам. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П.Королева]. - Самара, 2007. - 203 с., Бобков А.В. Повышение эффективности малоразмерных центробежных насосов авиакосмических энергосиловых установок и систем терморегулирования: Дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05. Комсомольск-на-Амуре, 2004. - 399 с., Бобков А.В. Повышение эффективности малоразмерных центробежных насосов, Докторов О.Ю. Разработка и исследование сильфонного микрокомпрессора для бортовых систем охлаждения летательных аппаратов: диссертация ... кандидата технических наук: 05.07.07. - Самара, 2001. - 187 с., Алексеенко В.П. Разработка и исследование вихревых систем термостатирования авиационного оборудования: диссертация ... кандидата технических наук: 05.07.07. - Самара, 2002. - 158 с., Горбачев М.В. Термодинамика реальных циклов систем кондиционирования воздуха [104], Усачов, А.Е. Разработка и верификация многоблочных вычислительных технологий в пакете VP2/3 с приложениями к фундаментальным и прикладным задачам аэромеханики и теплофизики: диссертация ... доктора физико-математических наук: 05.13.18 / Усачов Александр Евгеньевич; [Место защиты: Институт прикладной математики РАН]. - Москва, 2013. - 219 с. У роботі виконані числові дослідження течій повітря в кабіні пілотів та салоні літаків (Ту-204, Ту-214, Іл-96) та перспективних літаків (SSJ-95, МС-21). Вироблені підходи по оптимізації потоків повітря при вентиляції салонів та поїдвиженню комфортності пасажирів. Бондаренко В.Г. Надежность функциональных систем длительно эксплуатирующихся летательных аппаратов [106] – исследованы вопросы эксплуатационной надёжности СКВ, Чернышев А.И. Совершенствование микроклимата в помещениях малых объемов с оптимизацией условий энергосбережения: диссертация ... кандидата технических наук: 05.23.03. -

Волгоград, 2007. - 136 с. [107]. Шмирьов В.Ф. Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії. - Дисертація на здобуття ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів» (13 «Механічна інженерія»). – Національний авіаційний університет. – Київ, 2020. - 399 с. Кондиціонуванню присв'ячений один параграф цієї роботи, де було розглянуто СКП АН-124 «Руслан». У 2019 році О.Д.Донець захистив дисертацію на ступень к.т.н. на тему: «Наукові основи створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків», у якій він дослідив конструкцію літака АН 148-100, але конструкція його СКВ у даній роботі не була досліджена. В 2019 году Даніелем Бендером в Берліні була захищена дисертація магістра «Exergy-Based Analysis of Aircraft Environmental Control Systems and its Integration into Model-Based Design», рецензентом якої виступила проф. Т.В.Морозюк.

Важливим напрямом конструкторських розробок є конверсія авіаційних СКВ. Так, в роботі В.М.Ярошенко «Исследование характеристик теплоиспользования компрессорных установок и воздушных холодильных машин, созданных на основе авиационных двигателей». Дис. канд. техн. наук. – ОТИХП. Одесса, 1975, де були затрунути питання використання авіаційних двигунів для кондиціонування большепролётных цехів підприємств хімічної промисловості. А.А.Іноземцев та А.Ю.Вараксін займаються проблемами тригенерації на базі двухконтурних ТРДД: одночасне отримання холоду, електроенергії та тепла.

Пошук автором у електронному каталозі дисертацій НБУВ ім. Вернадського за темою даного дослідження не дав результату. Таким чином, можна дійти до попереднього висновку, що кількість дисертацій з вказаного питання, які були захищені в Україні, є вкрай недостатньою.

Статті у наукових журналах. У країнах СНД мається значна кількість опублікованих статей з даної тематики. Наприклад: Шилова, А.К. Обзор системы жизнеобеспечения самолета АН-30 / А.К.Шилова, А.Г.Кравченко, В.П.Тамба-Тамба, А.И. Озерский [2]. В.Р.Ткачева, Г.А.Галка Обзор существующих систем кондиционирования воздушных судов [3]. А.А.Калашников, Е.Г.Калашникова, А.А.Корзунов, Т.С.Межекова, Е.А.Ачкасова. Поддержание микроклимата на борту самолета аtr 42-500, Усков В.М., Шлеев М.Ю. Система кондиционирования, как основа бортовой системой жизнеобеспечения маневренного самолёта [39]. А.К.Каллиопин, Р.С.Савельев, Д.И.Смагин. Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов [37].

Значна кількість статей на дану тему представлено на англійській мові, деякі з них знаходяться в платному доступі. Багато публікацій надають дослідники з США [46], серед видань виділяється електронний журнал «Аеро» фірми «Боїнг». Також маються публікації авторів з Німеччини. Росте количество публікацій из КНР. Так, наприклад, китайські автори підготували статтю: Yang, H.; Yang, C.; Zhang, X.; Yuan, X. Influences of Different Architectures on the Thermodynamic Performance and Network Structure of Aircraft Environmental Control System [72]. Також представлені публікації авторів з Іспанії, Італії, Туреччини, Малайзії.

Статті у наукових виданнях України. Автором знайдена наукова стаття за авторством А.И.Хлістун та Ю.Н.Рикуніч під назвою «Проблемы и методы

проектирования авиационных систем кондиционирования воздуха», які розробили математичну модель авіаційної СКП [93]. Пошук статей українських авторів у НБУВ ім. Вернадського не дав результатів. Подальший пошук у на сайті Національного Авіаційного Університету у м.Києві, та на сайті Національного аерокосмічного університету ім. Н.Є.Жуковського «Харківський Авіаційний інститут» також не виявив публікацій на дану тематику та відсутність даного напрямку у переліках їхніх наукових шкіл.

Патенти, що стосуються кондиціонування повітря в авіації. Чисельність патентів з вказаної теми, що містяться у електронній базі Укрпатенту, вкрай незначна [67] [66]. На час написання даної роботи всі вони втратили юридичну силу [66]. Було з'ясовано, що у галузі СКП самолітотів сімейства «АН» працював український авіаційний інженер, к.т.н., доц. НАУ ім.Жуковського («ХАЕІ») П.О.Науменко (1965-2023) [66]. У галузі розробки ТХУ у 90-ті роки працював колектив авторів КБ ПАО «Мотор-Січ» на чолі з д.т.н. В.О.Богуслаєвим, свідченням чого є патенти України за 90-ті роки, що цитуються у патентах Канади, Японії, РФ, США.

Аналіз бази «Гугл-патенту» та «Espacenet» свідчить про те, що значна кількість патентів належать США, Росії, Японії, Китаю, Німеччині. В патентах Німеччини [27] [98] [99] [100] активно цитуються патенти США та РФ/СССР. Провідні підприємства Німеччини: концерн «Аірбас», ЕАДС ГмБХ, Diehl Aviation Laupheim GmbH.

Патенти Росії – це розробки часів СРСР та Російської Федерації 90-х, 2000-х, 2010-х років [57][51][50][47][44][45][108]. Вони активно цитуються в патентах США, та КНР. Провідні підприємства: НПО «Теплообменник» з Нижнього Новгорода та ОАО НПО «Наука» з Москви, а також ОАО «ОКБ Сухого», ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс имени Г.М.Бериева» [97]. У останні роки кількість патентів РФ з даної тематики дещо зменшилась, що пов'язано з хронічною кризою та з реорганізацією галузі (об'єднання КБ «Туполєв», КБ «МіГ», КБ «Як»). Також є деяка кількість патентів фірм «Аірбас» та «Боїнг» та інших, що були у пострадянські часи були зареєстровані в РФ.

Винахідники з США зареєстрували значну кількість патентів зі вказаної теми [86]. Провідні підприємства-патентувачі галузі: фірми «Боїнг» (лідер галузі), Garrett Corporation (у 1999р. придбана компанією Honeywell), Hamilton Sundstrand Corporation, Honeywell International Inc., General Electric Company, United Technologies Corporation (ліквідована у 2020р.), Lockheed Corporation та інші.

Також представлена деяка кількість патентів Великобританії. Патентувач: фірма «British Aerospace».

Патенти Франції. Патентувач: Safran Helicopter Engines (бувш. «Turbomeca») [87] [92].

Наявні патенти Італії. Патентувач: авіаційне підприємство: «Leonardo Spa».

Представлені також патенти Канади. Провідне підприємство: Pratt & Whitney Canada Corp.

Патенти Японії. Представлені значною кількістю патентів з кондиціонування взагалі, та з авіаційного кондиціонування зокрема. Провідне підприємство-патентувач: «Mitsubishi Electric Corp». Цитуються у патентах КНР та Південної Кореї.

У останні роки росте число патентів з КНР. В них цитуються патенти США, РФ.

Провідні підприємства-патентувачі: «Китайська корпорація комерційних літаків, Шанхайський авіабудівельний конструкторський та науково-дослідний інститут Комерційної авіабудівельної корпорації Китаю», «Сіаньський авіаційно-дослідний інститут Авіаційної промислової корпорації Китаю», «Китайський науково-дослідний інститут прочності літаків», «Авіаційная промислова корпорація Китаю», «Шеньянський авіаційно-дослідний інститут».

Джерела дослідження. Джерельну базу виконаної роботи складають п'ять видів джерел. До першої групи належать дисертаційні роботи [69][56], підручники [15][14][9][1][5][78][58][64], монографії [59], наукові статті у фахових виданнях та науково-популярні статті у інтернеті. До другої групи джерел відносяться техніко-юридичні норми: ГОСТи [21][54][10][61][11][110], ОСТи [8][75], АП [84], FAR [130], ДСТУ. Так, наприклад, ОСТ 1 00259-96. Оборудование систем кондиционирования и регулирования давления воздуха самолетов и вертолетов. Порядок назначения ресурсов и проведения ресурсных испытаний изделий. ОСТ 1 00648-87. Системы кондиционирования воздуха. Общие технические требования. ГОСТ 21.602-79. Отопление, вентиляция и кондиционирование воздуха. Рабочие чертежи. устанавливает состав и правила выполнения рабочих чертежей отопления, вентиляции и кондиционирования воздуха зданий и сооружений всех отраслей промышленности и народного хозяйства [11]. До третьої групи належать патенти на винаходи з бази «Гугл – патент», та з інтерактивної БД «Изобретения (полезные модели) в Украине», що належить Укрпатенту. До четвертої групи відносяться нормативно-правові акти [74]. До п'ятої групи відносяться технічні норми – Керівництва з льотної експлуатації СКП літаків конкретних типів [55][43][79].

Об'єкт дослідження – системи кондиціонування сучасних пасажирських літаків цивільної авіації. Для цілей дослідження було обрано літаки, що обладнані повітряно-реактивними двигунами.

Предмет дослідження – конструкція та принцип дії систем кондиціонування дальньомагістральних та середньомагістральних пасажирських літаків цивільної авіації. Для цілей дослідження було обрано СЖО реактивних літаків на базі повітряної холодильної установки, для роботи яких відбирається стиснене повітря з компресорів газотурбінних двигунів (так звана «класична» схема). Швидкість польоту ЛА – дозвукова.

Мета дослідження - виявлення особливостей та характерних рис систем кондиціонування сучасних пасажирських літаків.

Відповідно до мети дослідження автором були сформульовані наступні дослідницькі завдання:

- дослідити наявні системи кондиціонування літаків ЦА;
- виявити тенденції розвитку СКП ЛА ЦА;
- виявити поточний стан справ з проектування та виготовлення СЖО в Україні та в світі.

1.2. Методи дослідження, використані у роботі.

Для досягнення поставленої мети, у кваліфікаційній роботі були використані загальнонаукові та спеціальнонаукові методи.

Загальнонаукові методи:

Історичний метод було використано для дослідження історії появи та розвитку систем кондиціонування літаків для виявлення змін у СКП в ході їх історичної еволюції.

Для аналізу теоретичних наробок та понять автором було застосовано **діалектичний метод**, який передбачає використання філософії діалектичного матеріалізму, що необхідно для отримання об'єктивних результатів кваліфікаційної роботи магістра.

Спеціальнонаукові методи:

Системний підхід - дозволив розглянути СКП як цільне явище, яке розвивається.

Типологічний метод - дозволив дослідити системи та апарати СКП, засновані на різних принципах дії.

Порівняльний метод - застосовується для порівняння СКП різних типів літаків.

Гіпотеза дослідження: система СКП літака повинна забезпечувати задані параметри повітря, мати найменшу вагу та габарити, мати мінімальне енергоспоживання, бути надійною, довговічною та ремонтпридатною.

Отримані результати.

- здійснений підбір літератури за даною темою;
- виявлені тенденції розвитку СКП в світі;
- узагальнені наявні відомості про СКП ЛА;
- проведений розрахунок параметрів СКП.

Практичне значення виконаної роботи.

- Отримані в роботі результати можуть бути використані наступним чином:
- в діяльності науковців – для підготовки дисертацій, наукових статей, тезисів наукових конференцій;
 - в діяльності студентів, учнів, здобувачів освіти – для підготовки майбутніх авіаційних спеціалістів, фахівців з холодильної техніки;
 - у діяльності викладачів вищих навчальних закладів освіти, льотних шкіл – для складання лекцій, семінарських та практичних робіт, виховання в здобувачів технічної культури, поширення кругозору, розвитку винахідництва;
 - у діяльності техніків цивільної авіації, працівників аеропортів, бортпровідників та пілотів.

Публікації за темою роботи:

1. Кислун В.В. Особливості системи кондиціонування повітря на сучасних пасажирських літаках. Стан проблеми та перспективи розвитку. [Стаття]. // *Всеукраїнська наукова-*

технічна конференція молодих учених та здобувачів вищої освіти «Стан, досягнення і перспективи холодильної технології» - 19-20 квітня 2023 року.

2. Кислун В.В. Питання модернізації системи кондиціювання повітря вітчизняного пасажирського літака АН-148 з залученням технічних рішень фірм «Боїнг» та «Аїрбас». [Стаття]. // *XIV Всеукраїнська наукова-технічна конференція молодих учених та здобувачів вищої освіти «Стан, досягнення і перспективи холодильної технології» - 21-22 вересня 2023 року.*

Структура кваліфікаційної роботи магістра. Обумовлена метою і задачами виконаного дослідження. Складається зі вступу, 6 розділів, висновків та списку використаної літератури. Загальний обсяг роботи складає 140 листів. Список використаної літератури складається зі 130 джерел.

1.3. Термінологічні засади.

М.А.Кисельов та Ю.В.Петров визначають, що кондиціонування – це процес приведення основних параметрів повітряної середовища до заданих умов [128, с.118]. А.В.Чічиндаєв зазначає, що кондиціонуванням воздуха називається автоматичне підтримання в кабінах ЛА параметрів повітря (температури, тиску, відносної вологості, чистоти, швидкості руху) на певному рівні з метою створення комфортних умов для екіпажу та пасажирів в польоті та на землі и забезпечення необхідних режимів роботи охолоджуємого бортового обладнання [5, с.145]. Система кондиціонування повітря – це система, що забезпечує в польоті та на аеродромі заданні параметри повітряної середовища в гермокабіні (температуру, вологість, склад і чистоту), швидкість і направлення вентиляційних потоків [128, с.118]. У відповідності з ГОСТ 22270-76 (СТ СЭВ 2145-80), система кондиціонування повітря – це сукупність воздухотехнічного обладнання, що призначена для кондиціонування повітря в приміщеннях [54]. Як стверджують А.К.Шилова, А.Г.Кравченко, В.П.Тамба-Тамба, А.І.Озерський, система життєзабезпечення повітряних суден — це комплекс технічних засобів (агрегатів або пристроїв), які забезпечують необхідні умови життєдіяльності пасажирів и екіпажа, а також надійну роботу обладнання на протязі всего времени полета [2, с.158]. А.С.Гузенберг, А.М.Рябкін визначають, що система життєзабезпечення - це комплекс функціонально пов'язаних систем та засобів, слугуючих для забезпечення життєдіяльності та працездатності людини в глибоководному апараті, пілотуємому космічному апараті, на інопланетній базі, в скафандрі и др. СЖО підтримує у замкнутому просторі (напр., в обітаємому відсіку космічного апарату) заданий хімічний склад і фізичні параметри (тиск, температура, вологість і т.д.) газового середовища, задовольняє потреби людини в їжі і воді, забезпечує санітарні та побутові умови і т.д. СЖО повинні мати високу надійність и стійко функціонувати при дії факторів польоту, включаючи і аварійні ситуації, відрізнятися малим енергоспоживанням та мати мінімальну зльотну масу, а також мінімальні габарити [7]. Згідно ГОСТ 22607-77 **систему кондиціонування повітря кабіни (відсіку) самолёту (вертолёту)** визначено як комплекс пристроїв для забезпечення в кабіні (відсіку) самолёта (вертолёта) потребуємого температурно-вологісного та повітряного режимів [30]. Ю.С.Ілюшин, В.В.Олізаров - системи

кондиціонування ЛА створюють в гермокабінах необхідну середу обитання для екіпажів [64, с.4]. В.І.Токарев, Б.Н.Мельніков, В.М.Воротинцев полагають, що система кондиціонування повітря призначена для підтримання в гермокабіні ПС комфортних умов для екіпажу і пасажирів, забезпечення необхідних теплових режимів агрегатів бортового обладнання [17, с.3]. Східної думки тримаються А.К.Калліопін, Р.С.Савельєв, Д.І.Смагін: авіаційні СКП призначені для створення та підтримання в обсязі гермокабіни нормуємих параметрів повітря (тиску, температури, відносної вологості, швидкості руху повітря і т. ін.), які забезпечують комфортні умовия для екіпажу та пасажирів в польоті та на землі, а також необхідні теплові режими роботи бортового обладнання [37, с.1]. За визначенням В.Ф.Шмирьова, системи кондиціонування повітря літального апарату забезпечують життєдіяльність екіпажу і створюють комфортні умовия для пасажирів [126, с.127]. На думку В.М.Ускова та М.Ю.Шлеєва, **система кондиціонування самолёту** є бортовою системою життєзабезпечення та призначена для підтримання температури та тиску повітря у герметичній кабіні самолета на рівне, позволяющем обеспечить нормальную жизнедеятельность пассажиров и экипажа. Кондиціоноване повітря подається не тільки в гермокабіну, но і в технічні відсіки, де розташоване електронне обладнання, щоб підтримувався нормальний температурний режим роботи агрегатів і блоків [39]. Найбільш широко визначення дає А.Ф.Єфремов: **система забезпечення життєдіяльності екіпажу ЛА** – це комплекс технічних засобів, який забезпечує нормальну працездатність екіпажів на всіх режимах польоту та в екстремальних ситуаціях. До її складу входять системи кондиціонування в гермокабінах, системи кислородного живлення екіпажів і висотное спецснаряжение [4, с.178]. Г.І.Воронін: внаслідок багатьох функцій, покладених на системи кондиціонування повітря літаків, їм стали давати різні назви [1, с.4]. Це пов'язано з великою кількістю параметрів, які повинні підтримуватися системою в заданих межах. Їм стали давати назви, що відображають функції, які вони виконували: системи вентиляції, опалення, обігріву, охолодження, терморегулювання, термостатування, теплотехнічні, штучного клімату, мікроклімату, генерації, регенерації, жизнедеятельности, біотехнічні, обитаемости, авіаційно-космічної енвайроніки, і т.ін. [1, с.4]. Тому, як вважає Г.І.Воронін, назва «система життєзабезпечення» є більш вірною, ніж «система кондиціонування» [1, с.4].

В англійській літературі закріпився термін «**Aircraft Environmental Control System**» - система контролю внутрішньої середи [71]. Також використовуються аналогічні терміни «Aircraft Thermal Management» та «Aircraft cooling».

В.В.Тятінькін, А.В.Суворов, А.А.Кузьмін, А.С.Гігін визначають, що **комплексна система кондиціонування повітря** (рос.: комплексная система кондиционирования воздуха (КСКВ)) слугує для підтримання та забезпечення певних кліматичних умов в гермокабіні: охолодження кабіни екіпажу та наддув індивідуального захисного спорядження (ІЗС), створення оптимальних умов життєзабезпечення пілотів (температура, тиск та швидкість руху повітря) в робочій зоні екіпажу; підтримує задані параметри теплового режиму у відсіках розміщення бортового обладнання; передотвращає внутрішнє запотівання осклення кабіни; забезпечує охолодження вантажних відсіків, передніх відсіків, забезпечує перерозподіл охолоджуючого повітря між охолоджуванним обладнанням; забезпечує подачу охолоджуючого повітря до бортового та підвісного обладнання за допомогою системи повітряного охолодження

обладнання (ПОО); забезпечує очистку повітря, охолоджуємого в системі, від аерозолів, аеродромного пилу, радіоактивних речовин, діпольних відражателів. При роботі КСКП здійснюється автоматичний наземний та польотний контроль своєї справності. КСКП призначена для виконання цих функцій на землі від наземних джерел повітря, а також при роботі летального апарату на всіх висотах та режимах польоту [49].

1.4. Пошукові ідеї та вибір теми кваліфікаційної роботи. Вивчення аналогів.

Вибір теми обумовлений тим, що автор навчався у авіаційному центрі «Пілот» на пілота цивільної авіації.

Аналогічні роботи. За вказаною темою було захищено декілька дипломних та курсових робіт, що згодом були опубліковані та містяться у вільному доступі. В 2009 р. в ФГОУ ВПО «Санкт-Петербурзький державний університет громадянської авіації» К.А.Межін захистив дипломну роботу «Конструкція та експлуатація систем кондиціонування повітря магістральних пасажирських самолітків». В 2015 р. на кафедрі Э4 «Холодильна і криогенна техніка» МГТУ ім. Н.Е.Баумана був захищений дипломний проект на тему: «Система кондиціонування повітря кабіни літака». У 2010 р. у Новосибірську Н.Н.Соколов захистив курсову роботу на тему: «Проектування системи кондиціонування середньомагістрального пасажирського літака», де була розглянута СКП Ту-204.

Кількість опублікованих студентських робіт з України дуже незначна. Так, у 2020 р. магістр НАУ С.В.Рудик захистив дипломну роботу на тему: «Система кондиціонування літака АН – 148».

Розділ 2. ФАКТОРИ, ЩО ВПЛИВАЮТЬ НА ЖИТТЄДІЯЛЬНІСТЬ ЛЮДИНИ В ПОЛЬОТІ.

2.1. Вплив висотних польотів на організм людини. Вплив на людину теплового впливу та вологості оточуючої середовища.

С.М.Алексєєв, С.П.Уманський: за висотою атмосферу поділяють на тропосферу, стратосферу, мезосферу, термосферу і екзосферу [12, с.13]. Ю.С.Ілюшин, В.В.Олізаров відмічають, що в тропосфері температура зменшується в середньому на $6,5^{\circ}\text{C}$ на 1 км. (вертикальний градієнт температури). Висота верхньої границі тропосфери складає в тропічних широтах 16-18 км., в середніх широтах – 10-12 км., а над полярними областями – 8-10 км. В стратосфері до висот 50-55 км. температура є постійною та складає -56°C [64, с.6]. А.В.Чічиндаєв: з висотою происходит експоненційне зменшення щільності повітря [5, с.45]. Ю.В.Петров зазначає, що для забезпечення максимальної дальності та економічності магістральні пасажирські самолітки літають на висотах 11-12 км., де температура повітря падає до -60°C [51, с.3].

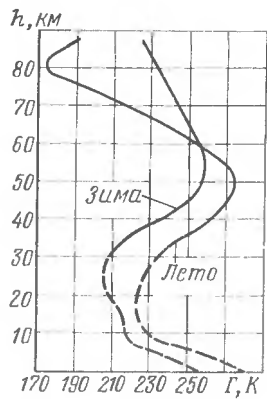


Рис. 1.8. Изменение температуры атмосферы по высоте h

[1, с.20].

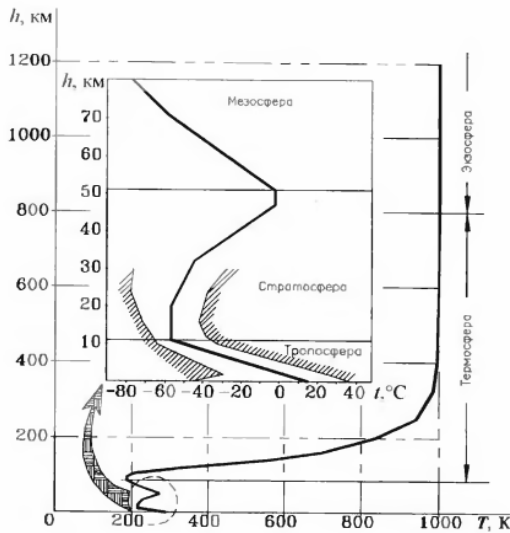


Рис. 1.1. Зависимость температуры воздуха T от высоты h в земной атмосфере (штриховкой показаны границы предельных отклонений на высотах до 30 км)

[38, с.8].

Ю.С.Ильюшин, В.В.Олізаров: фактори польоту, які створюють вплив на життєдіяльність людини: 1) характеризуючі атмосферний простір як середовище обітання для екіпажів ЛА. На великих висотах атмосферний простір являє собою середовище обітання, яка різко відмінна від тієї, з якою стикаються живі організми в межах біосфери Землі. Мала щільність повітря, наявність інтенсивного та біологічно активного випромінювання, специфічний температурний режим. 2) з'язані з перебуванням екіпажів в герметичній кабіні, — штучна газова середовище, обмежений простір та можливість появи декомпресійних явлень. 3) зв'язані з динамікою польоту, — шум, вібрації, перегазкування та невесомість [14, с.19]. Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець: під час польоту повітряних суден (ПС) екіпаж і пасажери потрапляють у специфічні умови:

- зниження тиску в навколишньому повітряному середовищі;
- зниження парціального тиску кисню у повітрі, яке вдихається;
- низька температура навколишньої атмосфери;
- прискорення, які виникають під час виконання окремих фігур складного пілотажу [73].

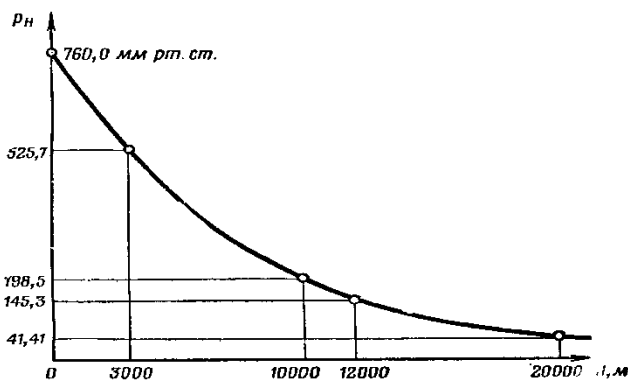


Рис. 1.2. Изменение давления атмосферного воздуха по высотам

[64, с.9].

Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Сгоров: з ростом висоти тиск знижується [38, с.11]. Знижується також і парціальний тиск кисню в альвеолах легенів [38, с.12]. Г.І.Воронін: з під'йомом на висоту знижується атмосферний тиск та парціальний тиск кисню в вдихаємому та у альвеолярному повітрі. Виникає

кисневий голод [1, с.33].

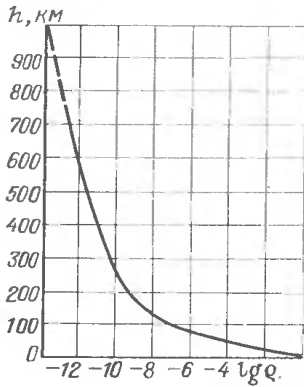


Рис. 1.6. Зависимость плотности воздуха ρ от высоты h

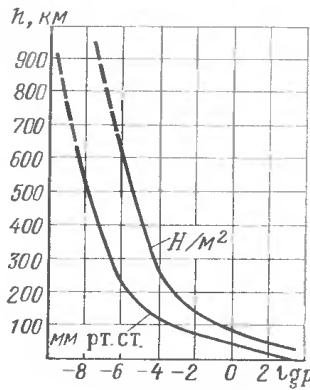


Рис. 1.7. Изменение давления воздуха p по высоте h

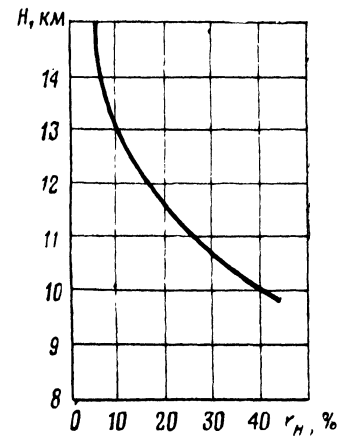


Рис. 1.3. Изменение средней относительной влажности воздуха по высотам

[1, с.20] [14, с.11] [64, с.9].

Парціальний тиск – це тиск, який мав би компонент газової суміші, якщо би він займав би весь обсяг суміші [4, с.177]. В.Н.Князев: парціальний (частковий) тиск газу в газовій суміші – це та частина загального тиску, яка створюється частинками даного газу [58, с.10].

Парціальний тиск кислороду:

Для висоти 12 км.:

$P_{\text{кисл.}h12} = 0,21 * p_h = 4073,79 \text{ Па.}$, де: $p_h = 19399 \text{ Па}$ – атмосферний тиск на висоті $h = 12 \text{ км.}$ [18] [58, с.10].

Легенева вентиляція ($Q_{\text{л}}$) – це кількість вдихаємого повітря в одиницю часу (л/1 мин.) легке навантаження – 150; середнє навантаження - 375; тяжке навантаження - 500 [58, с.17].

Кількість вдихаємого кисню [58, с.18]:

$$q_{\text{кисл.}} = 0,21 * Q_{\text{л}} = 0,21 * 375 = 78,75 \text{ л/хв.}$$

Парціальний тиск кислороду во вдихаємому повітрі (для висоти 2,4 км):

$$P_{O_2} = \alpha_{O_2} \frac{P_H - P_{H_2O}}{100},$$

де: α_{O_2} – процентний вміст кисню во вдихаємому повітрі (при н.у.) = 21%; $P_H = 756,342 \text{ кПа}$ – барометричний тиск, Н/м^2 ; P_{H_2O} – парціальний тиск водяної пари в трахеї = 47 мм.рт.ст.; P_{O_2} при н.у. = 150 мм.рт.ст. [14, с.16].

Парціальний тиск кислороду в легенях [14, с.16]:

$$P'_{O_2} = \alpha_{O_2} \frac{P_H - P_{H_2O}}{100} - P_{CO_2}$$

Гипоксія настапає при зниженні парціального тиску кислороду менш ніж 120 мм. При тиску більш ніж 300 мм. рт. ст. настапає отруєння кислородом [14, с.38].

Діапазони висот, їх вплив на організм людини:

1) от 0 до 2-х км. – это індіферентна зона; $P_{O_2} = 16,6 \dots 14,6 \text{ кПа}$ (125...110 мм рт. ст.) [5, с.88]. На висотах до 2 км. людина не відчуває якого-небудь погіршення свого самопочуття [38, с.12];

2) от 2 до 3,5...4 км. – зона недостатньої компенсації, $P_{O_2} = 14,6...13,0$ кПа (110...98 мм рт. ст.) [5, с.88]. Насиченість крові киснем зменшується, но може бути компенсована рефлекторною роботою серця та дихання. Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець відмічають, що зниження парціального тиску кисню в крові з 13332 до 9332 Па під час підйому на висоту біля 3000 м викликає падіння насичення крові киснем всього на 13 %. Організм людини на такі зміни тиску реагує майже безболісно [73];

3) зона от 3,5 до 4-х км. - розвивається кислородний голод. $P_{O_2} = 13,0...9,9$ кПа (110...74 мм рт. ст.) [5, с.88]; Г.І.Воронін: людина зберігає працездатність до висоти 4 км. (462 мм. рт. ст.) [1, с.34].

4) 6 – 7 км. – зона втрати працездатності. $P_{O_2} = 9,9...8,5$ кПа (74...64 мм рт. ст.). У більшості людей втрачається втрата свідомості з-за кислородного голоду;

5) зона загибелі человека 7 – 8 км; $P_{O_2} = 8,5...3,7$ кПа (64...28 мм рт. ст.) [5, с.88]. На висоті приблизно 7000 м. організм вже не може справлятися із зростаючим падінням парціального тиску, брак кисню в крові викликає в організмі людини зміни, характерні для так званої *висотної хвороби* [73]. 8 км. і вище - смертельно небезпечна зона [38, с.13] [73]. Висоти від 8 до 12 км. – можливо використання негерметичних кисневих масок [5, с.88]; 6) Висоти - 12 км. та більш - зона герметичних кисневих скафандрів [5, с.88], польоти можливі тільки в скафандрах або в кабінах, всередині яких створюється підвищений тиск [1, с.35].

Висотний метеоризм - на висотах 12...13 км. з-за об'ємного розширення газів в замкнених та полужамкнених порожнинах організму (гайморові порожнини, порожнина середнього вуха, шлунково-кишковий тракт) виникають приступи важко переносимих болів [5, с.93].

Аероемболізм - результат переходу азоту, розчиненого в рідких середовищах, в газоподібний стан у вигляді бульбашок - ембол. Здійснюють механічний вплив на нервові закінчення, викликаючи свербіння або гостру біль. [5, с.91].

Взривна декомпресія – різке зниження тиску в кабіні (скафандрі) [14, с.26] [38, с.14-15]. Тиск знижується зі швидкістю, яка визначається величиною перепаду тисків, обсягом ГК (скафандру) та діаметром отвору зі зовнішньою середовищем [12, с.35].

Висотна декомпресійна хвороба – є наслідком аварійної розгерметизації ЛА [5, с.91] на висотах більш ніж 7 км. [12, с.32]. Швидкість зниження тиску є настільки високою, що процес носить вибухоподібний характер та в організмі відбувається швидке збільшення об'єму газу, який заключений в газових порожнинах (легені, шлунково-кишковий тракт (ЖКТ), середнє вуха, пазухи носу). Обмежений витік газу від них призводить до підвищення внутрішньопорожнинного тиску, розтягування тканин аж до їх розриву. У важких випадках відбуваються розриви барабанних перетінок і легеневої тканини. Людина одночасно піддається впливу інших висотних факторів [5, с.95][62, с.13-14].

Висотна тканинна емфізема - на висотах $H > 19$ км. на незахищених ділянках тіла з'являються місцеві підкожні вздуття. Це явище називається тканинною (висотною) емфіземою. Причина цього в тому, що на висоті $H = 19$ км атмосферний тиск складає $P_H = 6,3$ кПа (47 мм рт. ст.), температура кипіння води дорівнює 37°C , що відповідає температурі людського тіла [5, с.92-93].

Вероятность развития декомпрессионных расстройств в зависимости от высоты и длительности пребывания на ней

Высота <i>м</i>	Вероятность развития декомпрессии в % в зависимости от пребывания на высоте	
	кратковременном (до 15 <i>мин</i>)	длительном (более 15 <i>мин</i>)
7500 8 500—9 000 11 500—12 000	— 5—10 15—30	редко 10—40 33—95

[13, с.44].

С.М.Алексеев, С.П.Уманський: озон міститься в атмосфері до висот 60 км., при максимумі концентрації на висотах 20-25 км. [12, с.15]. Озон руйнує всі органічні сполуки, сприяє старінню гуми, що входить до складу апаратури СКП.

Концентрация озона в атмосфере и в кабине самолета по высотам

Высота <i>км</i>	Концентрация озона в атмосфере <i>мг/л</i>	Ожидаемые концентрации озона в <i>мг/л</i> в кабине самолета при давлении в кабине, соответствующем высоте	
		8 <i>км</i>	6 <i>км</i>
9,6 13,0 14,0	0,0008686 0,0009783 0,0010019	0,001104 0,002106 0,002548	0,001463 0,002792 0,003378

[13, с.50].

Ю.С.Ілюшин, В.В.Олізаров зазначають, що зі зміною висоти змінюється середня відносна вологість повітря. Вже на висоті 12 км. повітря є практично сухим [64, с.8]. А.В.Чичиндаєв: тропопауза слугує поверхнею розділу для вологості. Вище за неї в стратосфері вологість швидко зменшується: с 2,5 % на 11 км. практично до нуля на 16 км. при влаговмісті $d = 3 \cdot 10^{-6}$ кг/кг. [5, с.48]. Пил заноситься з поверхні Землі в результаті турбулентних переміщень повітря. Зі зростом висоти кількість пилу в атмосфері суттєво зменшується [1, с.26].

Для розрахунків використовуємо ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры». Даний стандарт призначений для використання при розрахунках і проектуванні літальних апаратів, при обробці результатів геофізичних і метеорологічних спостережень, а також для приведення результатів випробувань літальних апаратів і їх компонентів до однакових умов [18]. Г.І.Воронін: стандартна атмосфера - це модель, яка відображає характеристики атмосфери Землі по всій поверхні земної кулі на основі багаторічних спостережень [1, с.28].

2.2. Вплив радіаційного випромінювання.

Ю.С.Ілюшин, В.В.Олізаров: космічні промені небезпечні для екіпажу при висотних польотах [64, с.10] [14, с.12]. А.В.Чичиндаєв: в діапазоні висот 5...10 км існує по підвищене опромінювання льотного персоналу. На висотах вище 10 км рівень опромінювання перевищує нормативи, передбачені для персоналу ядерної теплової установки [5, с.109, с.112]. С.М.Алексеев, С.П.Уманський: іонізуючою (проникаючою) радіацією називаються потоки короткохвильового електромагнітного випромінювання (рентгеновських, гамма-променів), альфа-частиць, бета-частиць, протонів та нейтронів [12, с.15]. Е.І.Воробйоев, Е.Е.Ковальов відмічають, що при

польотах в атмосфері Землі джерелами радіації є – галактичне космічне випромінювання та соняшне космічне випромінювання [59, с.37].

Таблиця 3.4. Сравнение уровней радиационного воздействия при полетах на обычных и сверхзвуковых самолетах

Рейс	Полет с дозвуковой скоростью на высоте 11 км		Полет со сверхзвуковой скоростью на высоте 19 км	
	Продолжительность полета, ч	Доза за полет туда и обратно, 10^{-5} Гр	Продолжительность полета, ч	Доза за полет туда и обратно, 10^{-5} Гр
Лос-Анжелес–Париж	11,1	4,8	3,8	3,7
Чикаго–Париж	8,3	3,6	2,8	2,6
Нью-Йорк–Париж	7,4	3,1	2,6	2,4
Нью-Йорк–Лондон	7,0	2,9	2,4	2,2
Сидней–Акапулько	17,4	4,4	6,2	2,1
Лос-Анжелес–Нью-Йорк	5,2	1,9	1,9	1,3

[59, с.43].

Таблица 1.3

Источник радиации	Частицы	Диапазон энергии, эв	Частота излучений	Мощность дозы, рад/час	Интенсивность, частиц $см^2 \cdot сек$
Космические лучи (галактического происхождения)	Протоны	До 10^{12}	Постоянно	0,001	2
Солнечные лучи высокой энергии	Протоны	До 10^{10}	Одна вспышка в четыре года	50	—
Солнечные лучи низкой энергии	Протоны	До 10^5	Одна вспышка в месяц	—	—
Внутренний радиационный пояс	Протоны	До 10^8	Постоянно	100	10^4
Внешний радиационный пояс	Электроны	До 10^5	Постоянно	10^4	$10^8—10^{10}$

[64, с.11].

Таблица 1.3

Спектральный состав солнечной радиации в процентном соотношении по основным видам излучений

Частоты спектра μ	Процентное соотношение частот	
	на границе атмосферы	у поверхности Земли
Ультрафиолетовая область (0,290–0,390)	5	1
Видимая область (0,39–1,76)	52	40
Инфракрасная область (1,76–2,30)	43	59

[13, с.7].

Розділ 3. ВИБІР СХЕМИ ДЛЯ СКП САМОЛЮТА-НОСІЯ.

Система кондиціонування повітряного судна призначена для виконання наступних функцій:

- подача повітря від джерела повітря до повітряного стартера двигуна;
- підготовка повітря для системи антиобледеніння предкрилків;
- кондиціонування повітря і його розподіл в герметичній кабіні;

- вентиляція побутових приміщень;
- вентиляція відсіків електронного обладнання;
- обдув скління кабіни для запобігання запотівання;
- герметизація кабіни під тиском;
- участь у забезпеченні відведення диму з кабіни екіпажу;
- автоматичне регулювання абсолютного тиску в салоні за заданою програмою;
- автоматичне обмеження робочого надлишкового тиску в кабіні;
- автоматичне обмеження швидкості зміни тиску в герметичній кабіні згідно заданої програми;
- обмеження граничного прямого і зворотного перепадів тиску між кабіною і атмосферою;
- забезпечення функції примусової розгерметизації кабіни пілота в польоті і на землі;
- забезпечення безпечної посадки повітряного судна на водну поверхню;
- вбудований моніторинг функціонування системи в польоті і на землі;
- відображення на індикацію робочих параметрів системи, попередження про стани відмов системи і небезпечних значеннях параметрів в кабіні [9, с.18-19].

Системи кондиціонування повітря призначені для виконання наступних завдань:

- 1) забезпечують нормальний газовий склад штучної атмосфери в кабіні;
- 2) підтримує фізіолого-гігієнічні параметри на заданому рівні [14, с.48].

А.Л.Ємельянов: для транспортних СКП є характерним велика кількість об'єктів та технічних умов, високі вимоги до массогабаритних параметрів, поєднання високої функціональної ефективності и надійності з мінімальним енергоспоживанням [20, с.14] в складних динамічних умовах експлуатації. Рівень комфорту в транспортних об'єктах суттєво впливає на працездатність персоналу та апаратури та завжди впливає на безпечність експлуатації транспортного засобу [20, с.3].

Основні вимоги норм льотної гідності самольотів до роботи СКП:

1. СКВ ЛА повинна забезпечувати задані параметри повітря на всіх режимах польоту, а також на землі, незалежно від зовнішніх кліматичних умов.
2. Функціонування СКП в кабіні не повинно залежати від роботи інших систем, які використовують спільні з нею джерела стисненого повітря.
3. СКВ повинна складатися з основної та резервної підсистем, де друга підсистема підтримує нормальні умови для екіпажу, пасажирів та обладнання у разі відмови першої підсистеми.
4. Температура повітря в кабіні пілотів та у гермовідсіках повинна задаватися та керуватися незалежно.
5. На ЛА з тривалістю польоту більше двох годин треба передбачати систему зволоження [3, с.92].

До СКП повітряних суден входять:

1. агрегати обладнання;
2. прилади автоматичного регулювання;
3. прилади ручного керування;
4. контрольна апаратура;
5. сигналізаційна апаратура;
6. допоміжне обладнання [3, с.92].

3.1. Системи та методи охолодження, які використовуються в авіаційній техніці при кондиціюванні повітря.

При знаходженні ЛА на землі і при вимкнених двигунах – використовується *аеродромний кондиціонер*. Вимоги до них викладені в ДСТУ EN 12312-17:2019 *Авіаційна наземна техніка. Спеціальні вимоги. Частина 17. Устаткування систем кондиціювання повітря (EN 12312-17:2004 + A1:2009, IDT)*. Введений в дію Наказом ДП «Український науково-дослідний і навчальний центр проблем стандартизації, сертифікації та якості» від 24 грудня 2019 р. № 490 з 01.01.2021р. Див., наприклад, пат. 2016 р. № RU 2575321 С1 «Система кондиціювання повітря для трапу для посадки пасажирів та її система управління» [82].

При знаходженні ЛА на землі перед взльотом – використовується *бортова система кондиціювання, яка отримує стиснене повітря від допоміжної силової установки (APU)*. В період очікування на аеродромі перед взльотом ЛА при запуску основного двигуна автори патенту [108] пропонують використовувати для кондиціювання кабіни (салону) стиснене повітря, яке забирається від допоміжного двигуна за допомогою спеціального двухпозиційного клапану. Також, авторами пат. № RU 2123126С1 від 1999р. була запропонована «Авіаційна силова установка з додатковим газотурбінним двигуном для повітряної пускової системи та системи вентиляції та кондиціювання кабіни або (та) салону ЛА», яка дозволяє забезпечити запуск основного чи основних ГТД, вентиляцію та кондиціювання кабіни та (або) салону ЛА, но у разі очікування взльоту, коли необхідно забезпечити лише вентиляцію та кондиціонування, надлишки стисненого повітря, які відбираються від додаткового ГТД, потужність якого розрахована на можливість забезпечення запуску як мінімум одного основного двигуна, марнотратно викидаються в атмосферу. Технічний результат винаходу состоїть в економії палива, яке розходує додатковий ГТД повітряної пускової системи, у підвищенні надійності підшипників додаткового ГТД. Це досягається тим, що авіаційна силова установка с додатковим ГТД для повітряної пускової системи та системи кондиціювання, оснащена другим додатковим ГТД з трубопроводом відбору повітря від компресору, меншим за потужністю, ніж перший додатковий ГТД, а трубопровід відбору повітря від компресору другого ГТД підключений через двухпозиційний клапан до системи кондиціювання та до пускової турбіни першого додаткового ГТД, при цьому обидва додаткові ГТД можуть бути виконані зі спільною масляною системою та спільним паливним насосом [127]. Авторами пат. № RU 2595210 С2. зазначено, що на вентиляцію відсіку споживається в енергія, що слід максимально зменшити. Для вентиляції пасажирського відсіку ЛА під час його стоянки необхідно використовувати допоміжну силову установку літального апарату, яка виробляє енергію для ЛА. Винахід націлений на оптимізацію використання потоку стисненого повітря, який продукується допоміжною силовою установкою, на обмеження енергоємності, що пов'язана з нагрівом потоку повітря [87].

В польоті ЛА – використовується *бортова система СКП*.

В авіаційних СКП використовуються:

-повітряні холодильні машини [5, с.149, с.196] [25, с.8] (Боїнг-757, Аеробус А-310, Ту-204, Ан-148, Суперджет-100); Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Єгоров зазначають, що практично всі сучасні літаки обладнані СКП з повітряним циклом [38, с.126];

-парокомпресійні ХМ. В якості холодильного агенту використовуються хладони, спиртові суміші або паливо ЛА (Боїнг-707, Віккерс VC-10) [5, с.124, с.161]. На цю ж тему маєтся дисертація Д.А.Кудерко [34]. Також, див., наприклад, пат. 2018 року № RU2658224C1 «Система кондиціонування повітря літального апарату на основі електроприводних нагнітачів та реверсівних парокомпресійних холодильних установок» [42]. Також, див. пат. США №US20090321062A1 від 2013 року [27]. Ці ХМ здебільшого використовуються в системах охолодження камбузів літаків (див., наприклад, патент США №US7024874B2 від 2004 року);

-використання аккумуляованого холоду ((так, наприклад, на літаку Ту -144 використовувався холод пального), також може бути використаний холод від запасів води, або застосований спеціальний хладагент) [38, с.129];

-термоелектричне охолодження – використовується для термостабілізації окремих блоків бортової електронної апаратури [38, с.129].

Суттєві особливості буде мати СКІП перспективного літака, що буде обладнаний водородними паливними елементами.

Так, наприклад, у пат. № RU2449925C2 від 2012 р. приведений опис охолоджуючого пристрою, який містить матричний корпус, який має безліч каналів для теплоносія, що проходить від першої поверхні корпусу матричного корпусу до другої поверхні корпусу матриці, так що охолоджуюче середовище може протікати через корпус матриці. Корпус матричного охолоджуючого пристрою може бути сконструйований таким чином, щоб через нього проходила будь-яка охолоджуюча рідина. Бажано, щоб відповідний охолоджуючий пристрій використовувався в системі охолодження літака, в якій в якості охолоджуючого середовища використовується повітря, бажано навколишнє повітря. З цієї причини корпус матриці, і зокрема канали охолоджуючих середовищ, утворені в корпусі матриці, сконструйовані таким чином, що повітря може вільно проходити через корпус матриці. Матричний корпус охолоджуючого пристрою утворює секцію зовнішньої обшивки літака, має форму, розміри і конструктивні властивості, що дозволяють використовувати корпус матриці як частину зовнішньої обшивки літака. Охолоджувальний пристрій генерує дуже високу холодопродуктивність і має лише дуже незначні втрати тиску. Корпус матриці охолоджуючого пристрою містить безліч пластин, що обмежують канали для охолоджуючого середовища, що утворюється в корпусі матриці. Такий матричний корпус забезпечує безперешкодний потік холодоносіїв, зокрема повітря, з особливо малими втратами тиску. Пластинчаста конструкція корпусу матриці може бути адаптована для установки охолоджуючого пристрою в зовнішній обшивці літака. Пластинчаста конструкція може бути сконструйована таким чином, що вона залежить, наприклад, від повітряного потоку, який домінує над літаком у зоні охолоджувального пристрою під час польоту, щоб забезпечити оптимальний потік через корпус матриці. Матричний корпус охолоджуючого пристрою розташований у хвостовій частині або в нижній частині фюзеляжу літака. Він відносно добре захищений від зовнішніх впливів, таких як удари птахів, крижані брили або пошкодження, спричинені частинами рушія чи іншими об'єктами. В значній мірі можна обійтися без складних і важких трубопровідних систем. Під час польоту літака в хвостовій частині і в нижній частині фюзеляжу створюється співвідношення тиску, що полегшує проходження холодоносія по каналах, виконаних в корпусі матриці охолоджуючого пристрою [103].

У пат. № RU 2482027 С2. від 2013 р. описана система охолодження літака, яка складається з охолоджувального елемента, який містить корпус, повітрозабірника для охолоджуючого повітря, виконаного в корпусі, і декількох теплообмінників, розташованих з боків корпусу, через які проходить охолоджуюче повітря, коли воно надходить через вхідний отвір для охолоджуючого повітря. Охолоджуючий елемент може мати корпус, виконаний у формі куба. Забір охолоджуючого повітря може бути виконаний з одного боку корпусу, в той час як теплообмінники розміщуються з декількох або всіх інших сторін корпусу. Повітропровід охолоджуючого повітря з'єднує вхідний отвір подачі охолоджуючого повітря в хвостовій частині літака з впускним отвором охолоджувального повітря охолоджувального елемента [100].

У пат. № RU 2405720 С2. від 2010 р. приведений опис системи енергозабезпечення ЛА, що включає двигун та паливну батарею, що слугує для постачання електроенергією споживачів на ЛА. У цьому разі можливо відмовитися від відбору повітря від двигуна. Термін «паливна батарея» відноситься до електрохімічних паливних елементів, які перетворюють енергію реакції безперервно подаваного пального (наприклад, водню) та окислювача (наприклад, кисню) в електричну енергію, яка може використовуватися для подачі її споживачам. В воднево-кисневих паливних елементах продуктом взаємодії ісходних матеріалів, є вода, а енергія, яка вивільнюється в процесі екзотермічної реакції, може використовуватися для енергопостачання.

У якості альтернативного варіанту, конструкція може включати установку для генерації кисню, яка працює на стисненому повітрі та розділяє гази за допомогою молекулярної мембрани для забезпечення киснем пасажирів або екіпажу у разі розгерметизації салону та для підвищення парціального тиску кисню в повітрі, що подається системою кондиціонування повітря, коли літак працює у звичайному режимі. Це дає можливість знизити тиск в кабіні, що знижує витрату електроенергії, так як з'являється можливість використовувати менш потужні компресори зі зменшеними габаритами [98].

3.2. Устрій СКП на базі повітряної ХМ.

Авіаційна СКП складається з наступних підсистем:

- підсистема відбору повітря;
- підсистема охолодження повітря. Установка охолодження - це пристрій, що має на виході постійну (минимально можливу исходя из располагаемого перепада тисків других условий) температуру.
- підсистема розподілення повітря;
- підсистема підмісу гарячого повітря. Регулювання температури подаваного в гермокабіну повітря здійснюється тільки за рахунок підсистеми підмісу [56, с.8].

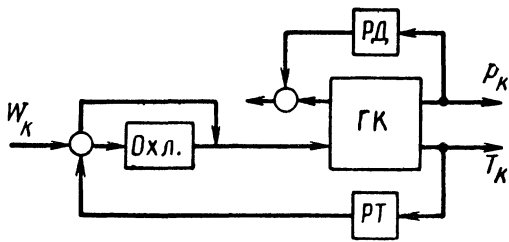


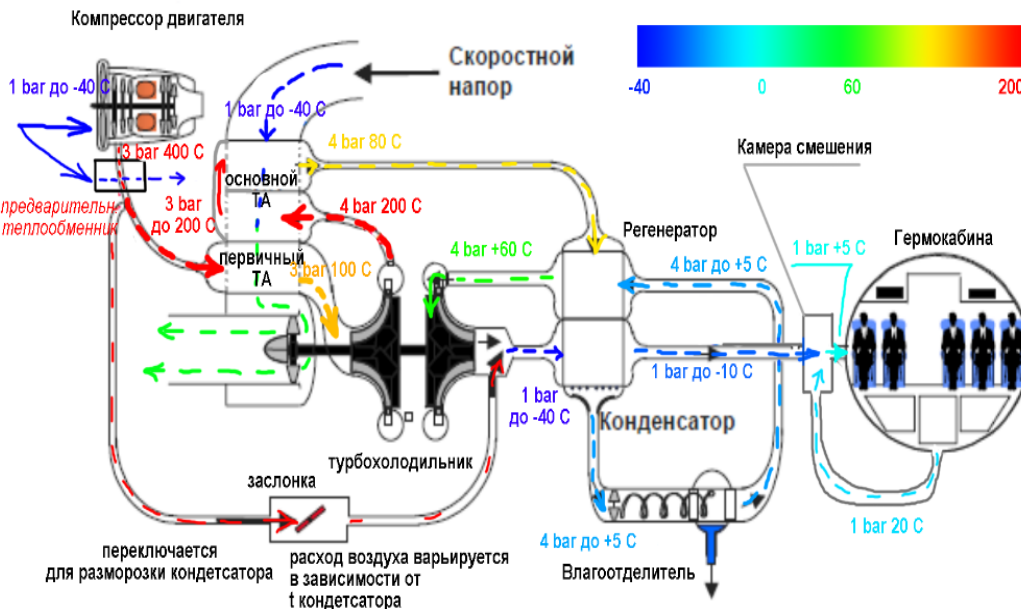
Рис. 2.3. Блок-схема системы кондиционирования воздуха герметической кабины вентиляционного типа:
 ГК — герметическая кабина; РД — регулятор давления; РТ — регулятор температуры; Охл. — система охлаждения воздуха

[64, с.37].



Блок-схема типовой СКП [37, с.2].

А.А.Волков: функціональна схема СКП, що приведена на зображенні, є практично типовою на сучасних пасажирських літаках [56, с.8].



Приклад схеми сучасної авіаційної СКП.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/669697/step/3?unit=667845> [110]).

Принцип дії авіаційної СЖО полягає у наступному: компресор двигуна за допомогою автоматики формує на виході необхідні параметри стисненого повітря: тиск 3 атмосфери, температура +200 °С.

Після цього стиснене повітря подається в первинний теплообмінник блоку попереднього охолодження. При цьому передбачається витяг невеликої кількості гарячого повітря в спеціальну протиожеледну лінію конденсатора СКП. Принцип роботи блоку попереднього охолодження полягає у наступному. В результаті охолодження стисненого повітря в первинному теплообміннику його температура знижується до необхідних $+100\text{ }^{\circ}\text{C}$ і він надходить в компресор турбоохолодильної установки (ТХУ). У ньому тиск повітря збільшується до 4 атмосфер, необхідних для роботи турбіни ТХУ, при цьому температура підвищується до $+150\text{...} +200\text{ }^{\circ}\text{C}$. Для того щоб відвести тепло, отримане в компресорі ТХУ, стиснене повітря подається в головний теплообмінник. Після охолодження температура повітря знижується до діапазону $+80\text{...} +100\text{ }^{\circ}\text{C}$, необхідного для роботи конденсаторної установки. Передбачений відбір частини гарячого повітря в спеціальний байпасний канал конденсаторної установки, в разі роботи в умовах холодного забортного повітря [110]. Принцип роботи конденсаторної установки полягає у наступному. Спочатку стиснене повітря надходить у гарячий тракт регенератора, де його температура знижується до значень $40\text{...} +50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Потім повітря надходить на гарячий тракт конденсатора для остаточного охолодження. Після нього температура знижується до діапазону $+5\text{...} +10\text{ }^{\circ}\text{C}$, що необхідно для конденсації водяної пари з вологого повітря і перешкоджає замерзанню води. Далі повітря зі сконденсованою водою надходить в вологовіддільник високого тиску, де конденсат механічно відділяється від стисненого повітря за рахунок дії відцентрових сил. З осушувача вода по спеціальній трубі надходить у вхідний повітряозабірник блоку попереднього охолодження, де розпорошується на краплі [110]. Після відділення води стиснене повітря надходить на холодний шлях регенератора, де його температура підвищується до діапазону $+50\text{...} + 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ з метою випаровування дрібних крапель, які не відокремилися. З регенератора стиснене повітря надходить в турбіну ТХУ, де тиск знижується з 4 до 1 атмосфери. При цьому температура повітря знижується до мінімальних значень в СКП $-30\text{...} -40\text{ }^{\circ}\text{C}$, необхідних для нормальної роботи конденсатора. Продуваючи холодний шлях конденсатора, повітря атмосферного тиску нагрівається до діапазону $-8\text{...} -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, необхідного на виході моноблока СКП. У гарячому тракті конденсатора стиснене повітря охолоджується до температури точки роси $+5\text{...} +10\text{ }^{\circ}\text{C}$, що призводить до утворення водяного конденсату. У разі обмерзання холодного тракту конденсатора відкривається клапан системи протиобледеніння і гаряче повітря очищає від льоду теплообмінну секцію конденсатора [110].

В.Р.Ткачова, Г.А.Галка зазначають, що до складу СКП входять технічні засоби приготування, перемішування та розподілення повітря, приготування холоду, а також технічні засоби хладо- и теплопостачання, автоматики, дистанційного управління та контролю. Системи кондиціонування ЛА являються частковим випадком СКП, в них здійснюється обробка повітря в більш складних умовах и по більшій кількості параметрів, таких як температура, відносна вологість, чистота, швидкість руху [3, с.92].

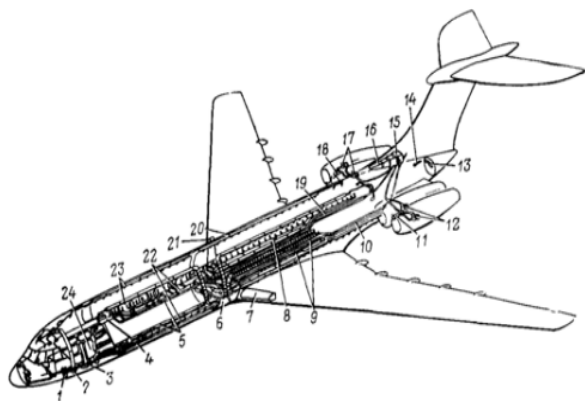
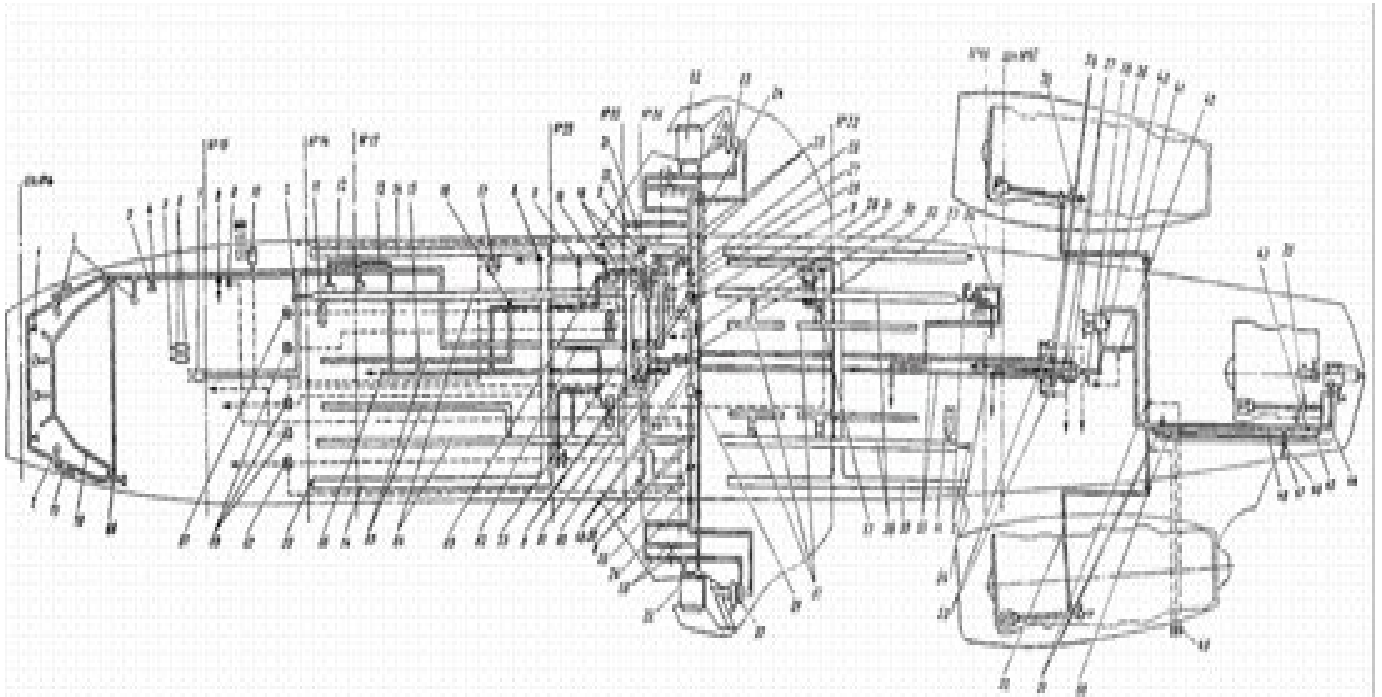


Схема розміщення елементів системи кондиціонування: 1 — випускні та предохранювальні

клапани; 2 — клапан збросу; 3 — вентилятори охолодження радіоапаратури; 4 — розподільчий трубопровід кабіни екіпажу; 5 — рециркуляційний трубопровід; 6 — кабіна холодильної установки; 7, 21 — холодильні випарні установки; 8, 22 — розподільчі трубопроводи пасажирської кабіни; 9 — рециркуляційний трубопровід. 10 — підводящий трубопровід лівої системи СКП; 11, 16, 18 — воздухозабірники, 12, 17 — кабінні нагнітачі, 13 — випускний и предохранний клапани; 14, 24 — пристрій для збільшення тяги; 15 — теплообмінник; 19 — підводящий трубопровід правої системи СКП; 20, 23 — підводящий трубопровід жалюзі [3, с.92], [1, с.181].



Система кондиціювання повітря: 1-- патрубок обдуву ніг пілота; 3-- великий насадок індивідуальної вентиляції; 3, 16, 18, 30, 31, 32-- обмежувальні шайби; 4-- патрубок обдуву ніг бортінженеру; 5-- фільтр 11ВФ-12-1; 6 -- регулятори тиску повітря 2077АТ № 1. 2; 7, 59-- ручні заслінки; 8 -- датчики температури П-1; 9-- термореле 4463АТ-48; 10, 17-- коробка с приймачами П-9Т та датчиками 2182А; 11-- коробка с насадками індивідуальної вентиляції; 12-- повітрепровід кабіни екіпажу; 13-- обігрів заправочних та зливних клапанів переднього туалету; 14, 33 -- панелі обігріву салонів; 15-- трубопровід обігріву статичних штуцерів; 19-- розподільники повітря 514; 20-- штуцер наземного кондиціювання; 21-- обратний клапан; 22-- основний воздухо-воздушный радіатор 4458; 23-- турбохолодильник 1621Т; 24, 43, 46-- обратні клапани 4477, 4488Т, 4672; 25-- змішувачі; 26 -- мірна шайба; 27-- глушник шуму; 28-- вологовітділювач; 29-- регулятор надлишкового тиску 4833; 34-- обігрів зливних и заправочних штуцерів задніх туалетів; 35-- запірний кран; 36-- регулятор надлишкового тиску 4561; 37, 42-- заслінки 4602; 38-- термореле 4463АТ-1; 39-- повітре-повітряний радіатор 4487Т; 40-- імпульсний перетворювач 4735Т; 41, 48, 52-- повітрепроводи відбору повітря від двигунів; 44-- повітрепровід відбору повітря від ВСУ; 45-- система обігріву ВСУ; 43-- штуцер установки повітряного запуску; 49-- електричний зв'язок головного вимикача запуску; 50-- задвіжка 3161; 51-- обратні фіксуемі клапани 5102; 53-- сигналізатор повітря МСТ-5А; 54-- трубопровід ежектування; 55-- основні магістралі; 56, 64-- коробка индивидуальной вентиляции салонів; 57, 65-- воздухопровод вентиляции верхньої кабіни салонів; 58-- розподільники повітря 513; 60-- регулятор надлишкового тиску 4832; 61-- повітрепровід горячого повітря змішувачів; 62-- витяжний пристрій кухні; 63-- обігрів зливних клапанів кухні; 66-- трубопровід обігріву штуцерів системи регулювання тиску; 67, 68-- блоки управління 2427; 2427А; 69-- повітрепровід кільцювання; 70-- обдув остекління; 71-- боковий патрубок з ручною заслінкою [113].

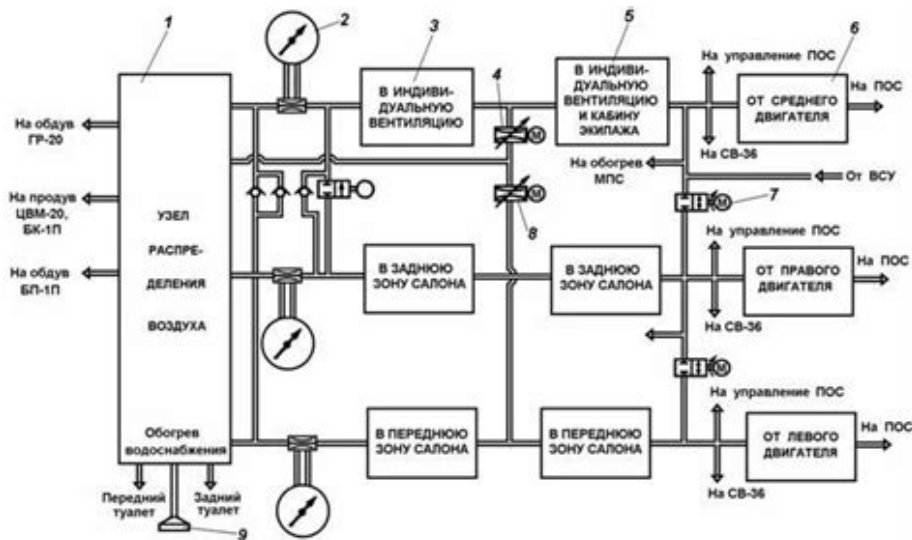
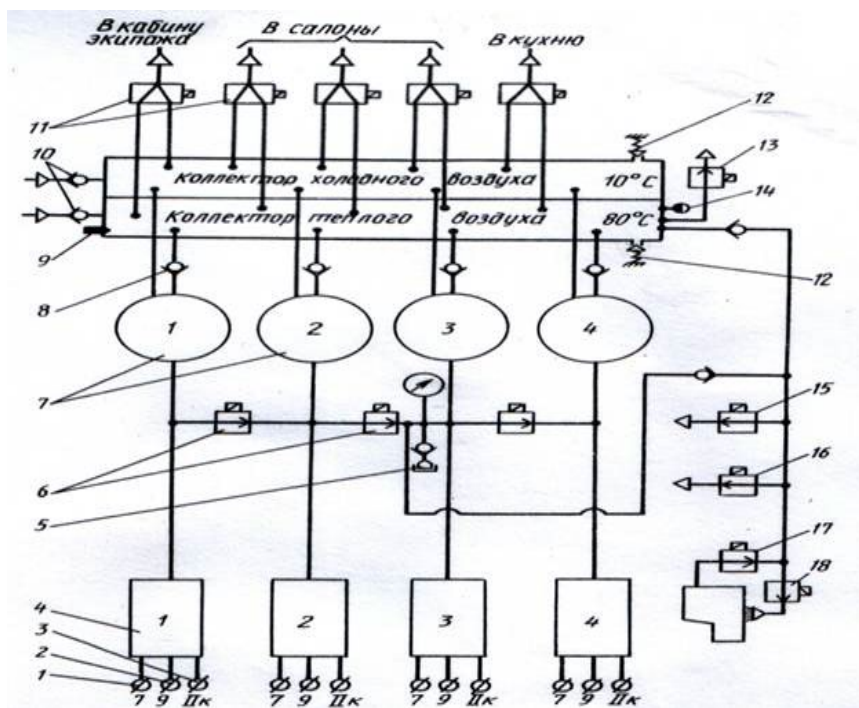


Схема системи кондиціонування повітря самоліту Як-42: 1 – вузол розподілення повітря; 2 – указач розходу повітря; 3 – вузол охолодження та регулювання температури повітря; 4 – заслінка 1919Т регулювання температури повітря в кабіні екіпажу; 5 – вузол регулювання розходу повітря; 6 – вузол відбору повітря від двигуна Д-36; 7 – кран кільцювання; 8 – дублюючий забірний кран 3213 регулювання температури повітря в кабіні екіпажу; 9 – штуцер наземного кондиціонування [119].



Структурна схема СКП:

1-штуцер відбору повітря від сьомої ступені компресора; 2-штуцер відбору від дев'ятої ступені; 3-штуцер відбору от второго контуру; 4-підсистеми відбору та охолодження повітря -4 комплекту; 5-штуцер для підєднання УВЗ; 6-заслінки кільцювання – 3 шт; 7-підсистеми охолодження повітря 4 комплекту; 8-зворотній клапан; 9-приймач температури; 10-зворотні клапани; 11-двухканальні змішувальні заслінки-5 шт.; 12-предохранні клапани; 13-заслінка регулятора перепаду; 14-датчик перепаду тиску; 15-заслінка обігріву панели зливу води; 16-заслінка обігріву замків та дренажних отворів другої грузової двери та панели обслуговування задніх туалетів; 17-заслонка відбору повітря від ВСУ; 18-заслінка обігріву ВСУ. [121].

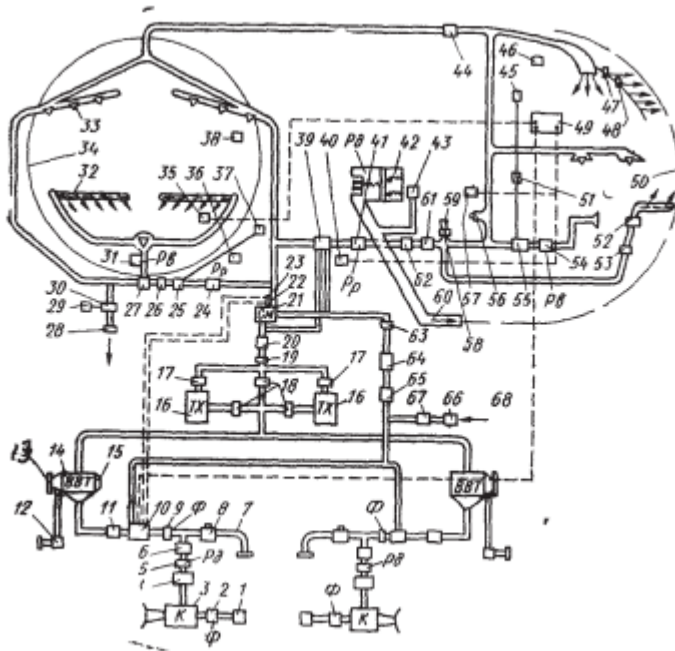


Схема СКП з конвективним теплообміном: 1 — воздухозабірник двигуна; 2,9 — фільтри (ф); 3 — компресор двигуна (к); 6,27 — зворотні клапани; 7 — штуцер до наземного кондиціонера; 8,18,26,58,61 — заслінки; 10 — розподільчий кран; 11 — сепаратор вологи; 12,64 — генератори тепла; 13 — воздухозабірники теплообмінника; 14 — повітре-повітряний теплообмінник (BBT); 15 — выходная заслонка; 16 — турбохолодильник (ТХ); 17 — влаговідділювач; 19 — глушник шуму; 20 — расходомер повітря; 21 — змішувач; 22 — датчик температури; 23 — задатчик температури; 24,44 — регулятори розходу (Pp); 25,55 — увлажнителі; 28 — повітря з туалету; 29 — привід заслінки; 30 — заслінка; 31 — регулятор вологості (Pv); 32,33,39 — розподілювачі повітря; 34 — пасажирська кабіна; 35 — термостат; 36 — електромагнітний клапан; 37 — бак для води; 38 — термометр; 40 — сервопривід; 42 — регулятор тиску (Pd); 43,46 — предохранні клапани; 44,62 — межкабінні клапани; 45 — бачок для води; 47 — обмежувач температури оскління; 48 — осушувальний патрон; 49 — щиток; 50 — кабіна екіпажу; 51 — електромагнітний клапан; 52,63 — расходомер; 53,67 — дросельна заслінка; 54 — регулятор вологості; 56 — повітря в камбуз; 57 — термостат; 59 — повітря в туалет; 60 — виброс повітря в атмосферу; 65 — регулятор тиску; 66 — воздухозабірник; 68 — повітря з атмосфери [1, с.162].

Підсистема відбору повітря від двигунів.

Система відбору, попереднього охолодження та регулювання повітря в двигуні призначена для того, щоб забезпечити забір заданого об'єму повітря з обраного джерела (маршевого двигуна, ВСУ чи наземної установки), його попереднього охолодження (при відборі повітря від маршевого двигуна, ВСУ) та подання споживачам. Конструктивно може входити або до складу СКП літака, або до складу його пневматичної системи. Складається з двох однакових систем, які відбирають повітря від двох двигунів силової установки літака [128, с.122]. Приклади конструкції та розрахунку таких систем наведені в учбовому посібнику А.Ю.Тісарєва «Системы отбора воздуха из компрессора и транспортирования воздуха к потребителю». - Самара, 2011. Приклад конструкції установки для відбору повітря наведений в пат. № RU 2429993 фірми «Аірбас» (Германія). Там же наведений опис устрою для захисту її від перегріву.

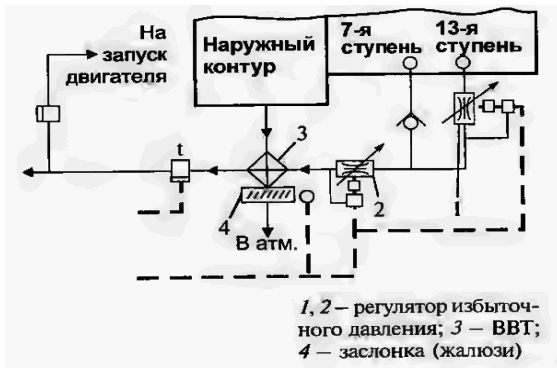
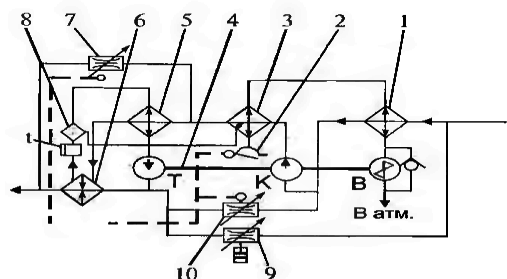


Схема підсистеми відбору повітря СКП самолёту Ту-204 [35, с.15].



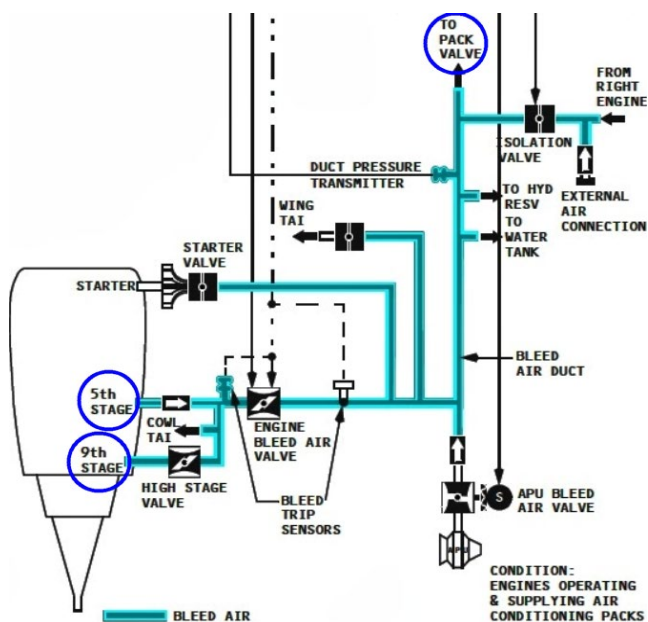
1 – первичный ВВТ; 2 – регулируемая створка; 3 – основной ВВТ; 4 – трехколесная турбохолодильная машина (Т – турбина, К – компрессор, В – вентилятор); 5 – теплообменник-перегреватель; 6 – теплообменник-конденсатор; 7, 9, 10 – регулируемая заслонка; 8 – влагоотделитель

Схема підсистеми відбору повітря СКВ самолёту Ту-204 [35, с.16].

А.А.Волков: для регулювання температури повітря, яке виходить з первинного теплообмінника, структура системи відбору вибирається з урахуванням високої температури «горячого» повітря на вході (до 330 °С) та потрібної швидкодії. Підсистема складається з повітря-повітряного теплообмінника, в продувочній лінії якого встановлена заслінка с пневмоприводом, яка керується за допомогою пневматичного зв'язку термостатом, який розташований на виході з гарячої лінії.



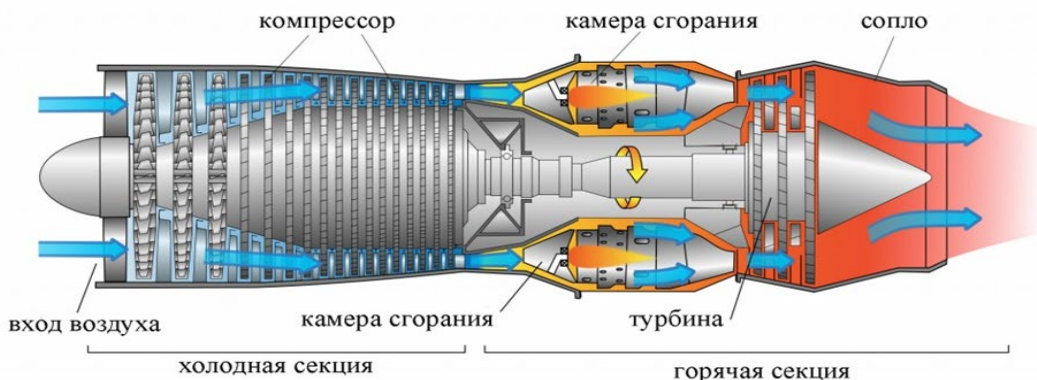
Алгоритм роботи системи регулювання [56, с.11].



Система відбору повітря СКП самолёту «Боїнг В737-800» [123].

Важливою проблемою є зниження кількості відбираємого повітря. Так, авторами пат. 1994 р. № RU2022885С1. запропоновано підвищити ефективність та економічність за рахунок обмеження відбору повітря на мінімально необхідному рівні. Це досягається завдяки тому, що система термостатування для ЛА, яка містить регулятори температури в декількох ізольованих гермокабінах, виконавчі механізми яких встановлені в розподільчих вітвях лінії підмісу гарячого повітря, яка

з'єднана з виходом регулятора розходу перед охолоджуючим пристроєм, блок порівняння та вичислітелі теплопритоків, пов'язані з датчиками и задатчиками температури у відповідних гермокабінах, яка додатково снабжена блоком аналізу [45].



Турбореактивный двигатель (ТРД). Відноситься до класу повітряно-реактивних двигунів [111].

Г.І.Воронін: джерелом наддуву гермокабіни ЛА є двигун [1, с.83]. Повітря відбирається від компресору авіадвигуна [1, с.90] з температурою до 500°C і з тиском до 1,6 МПа (16 кг/см²) [4, с.178]. Цей повітря не є чистим. Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Єгоров зазначають, що забруднення повітря може відбуватися внаслідок потрапляння парів палива або термодеструкції горюче-смазувальних матеріалів,

потрапляння з атмосфери диму, викидів підприємств [38, с.20].

Джерело зображення: [1, с.92].

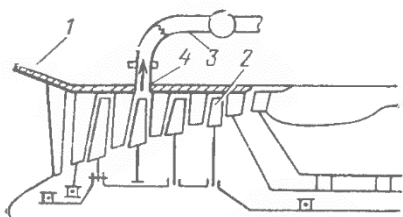


Рис. 4.13. Схема заборника воздуха от компрессора реактивного двигателя:

1 – корпус; 2 – лопатки компрессора; 3 – заборник воздуха; 4 – отверстие для отбора воздуха

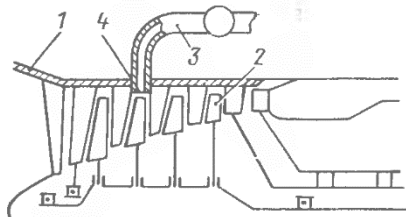


Рис. 4.14. Схема усовершенствованного заборника воздуха от компрессора реактивного двигателя. Познции те же, что на рис. 4.13.

Г.И.Воронін: степень чистоты отбираемого воздуха, надёжность и экономичность системы наддува в большой мере

зависят от места забора воздуха, от выбранной для этого ступени компрессора. Обычно отбор воздуха осуществляется от средней и от последней ступеней компрессора, от каждой от них или совместно от обеих [1, с.93].

Розрахунок точки відбору повітря з компресору ГТД:

Загальна ступінь стиснення компресору:

$\pi_{к\Sigma} = \pi_{(1)}^N$, $\pi_{к\Sigma} = 1,15^{17} = 10,76 \approx 10$, де: N = 17 – загальне число ступенів в компресорі (РТЭ Ту-204-300 [55, Разд. 21]; $\pi_{(1)} = 1,15 \dots 1,4$ – ступінь стиснення в одній ступені [5, с.174].

Потрібна ступінь стиснення в компресорі ТХУ:

$\pi_k = \frac{p_{компр}}{v_{вз} p^*}$, $\pi_k = 10 / (0,9 * 325) = 0,034$, де: $v_{вз.} = 0,9$ – коефіцієнт відновлення повного тиску в повітрезабірнику, характеризуючий втрати в повітрезабірнику [38,

с.253]; $P^* = 325$ кПа - тиск тормозіння набігаючого потоку [38, с.177].

Вибір підходящої для обігріву ступені компресору с урахуванням втрат в компресорі [38, с.119]:

$$n = 3,5 \frac{\lg \frac{T_k}{T_{вх}}}{\lg \pi_{к1}}$$

$n = 3,5(473,15/216,7)/10 = 3,5(0,339)/2,303 = 0,51 = 6$
 де: $T_{к.ном.} = 473,15$ К – номінальна температура відбору, згідно РТЭ; $T_{к.факт.} = 426,49$ К – розрахункова фактична температура відбору; n – задана ступінь; T_k – температура стисненого повітря на виході з компресору; $T_{вх}$ – температура повітря на входе в компресор; $\pi_{к1}$ – ступінь

стиснення в компресорі = $P_{вх}/P_{к1}$.

Фактичне значення розполагаємої степені стиснення (після округлення):

$$\pi_{к.факт} = \pi_{к\Sigma}^{\frac{n_{факт}}{N}} = \pi_{(1)}^{n_{факт}} . \quad \pi_{к.факт.} = 1,15^{1,15/17} = 1,009 = 1.$$

Загальний розхід палива самольота Ту - 204 в штилеву погоду при максимальному комерційному завантаженні при польоті на максимальну відстань до аеродрому призначення (4180 км.) – 5530 кг/год. (РЛЭ, кн.1, с.217). Час польоту: $t_{max.} = 4180/550 = 7,6$ годин.

Розхід палива, витрачаємого для компенсації втрат потужності з-за відбору повітря від компресору [38, с.334]:

$$m_{т.сж} = \frac{c_p G_{сж} \Delta T_k}{H_u \eta_{п}} . \quad m_{т.сж0} = 1026 * 3600 * 312,45 / 43120 * 0,86 = 311,297 \text{ кг/ч} = 0,31 \text{ т/ч.}$$

де: H_u – теплотворна здатність палива. Для авіакеросина марки ТС1 = не менш ніж 43120 кДж/кг (згідно ГОСТ 10227-86); $\eta_{п.} = 0,86$ - повний ККД компресору двигуна [38, с.253]; ΔT_k – різниця температур на вході та на виході з компресору = 324,29 К; $G_{сж} = 3600$ кг/ч – розхід стискаємого газу; $c_p = 1026$ Дж/(кг·град) – удільна теплоємність повітря при температурі відбору (+200°C).

Кількість затрачиваємого на роботу СКП палива в процентному співвідношенні від загального годинного расходу палива: $m\% = 5530/311 = 17,769\%$.

Розхід палива на потреби СКП за 7,6 год. польоту: $m_{скв} = 7,6 * 0,3112 = 2,365$ т.

Відношення кількості відбираємого на роботу СКП палива до загального запасу палива на максимальну дальність польоту: $m\% = 34/2,365 = 14,37\%$.

Перепад температур на компресорі ГТД:

$$\Delta T_k = T_{вх.к} \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_k . \quad \Delta T_{компр.} = 216,7(18,05^{0,286} - 1) / 0,86 = 324,29 \text{ К} = +51,14^\circ\text{C}.$$

Температура стисненого повітря, відбираємого від компресору [38, с.118]:

$$T_k = T_{вх} \left[1 + \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k} \right], \quad T_{к.12км.} = 216,7(18,05^{0,286} - 1) * 1 / 0,86 = 426,49 \text{ К}$$

= +153,34°C (відбір на висоті 12 км.).

$T_{к.0км.} = 323,15(18,05^{0,286} - 1) * 1 / 0,86 = 636 \text{ К} = +362,85^\circ\text{C}$ (відбір на висоті 0 км.), де: π_k – ступінь стиснення повітря в компресорі = $P_{вх.к.} / P_{к.к.} = 3,25 / 0,18 = 18,05$.

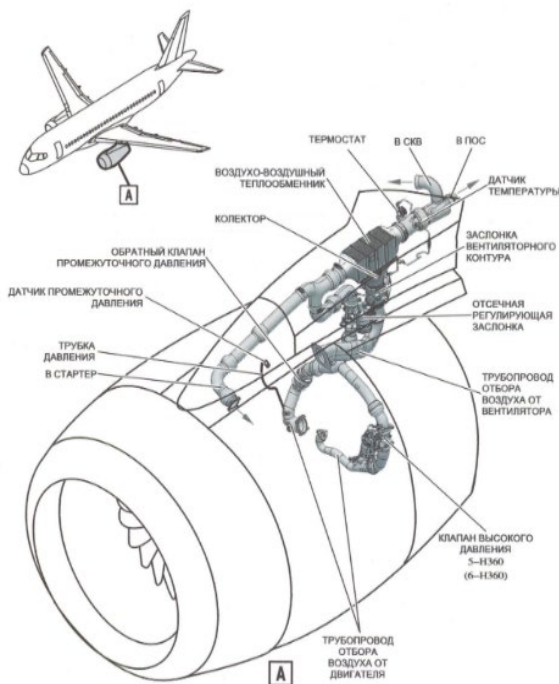
$P_{\text{вх.к.}} = 3,2$ бар (допустимі значення - від 2 до 4,5 бар) (РТЭ Ту-204. [55, Разд. 21, с.16]).

На висоті 12 км. тиск атмосферного повітря на вході в компресор двигуна: $P_{\text{вх.к.12км.}} = P_{\text{н.}} * v_{\text{возд.}} = 1,93994 * 0,97 = 0,0000188$ бар. = 1,8817418 Па., де: $v_{\text{возд.}} = 0,97$ – коефіцієнт втрат в воздухозабірнику ГТД, $P_{\text{н.}}$ на діапазоні крейсерських висот польоту 10,1 - 12,1 км. знаходиться по ГОСТ 4401-81 [18] – для 12 км = 19399 Па = 19,399 кПа. $P_{\text{н.}} = 101325$ Па на висоті рівня моря $H=0$ [18]. $P_{\text{вх.к.0км.}} = 101325 * 0,97 = 98285,25$ Па = 0,9828 бар. $T_{\text{вх.к.}}$ – температура повітря на вході в компресор = 216,7 К (на висоті 12 км.); $\eta_{\text{к}}$ - повний КПД компресору [38, с.334].

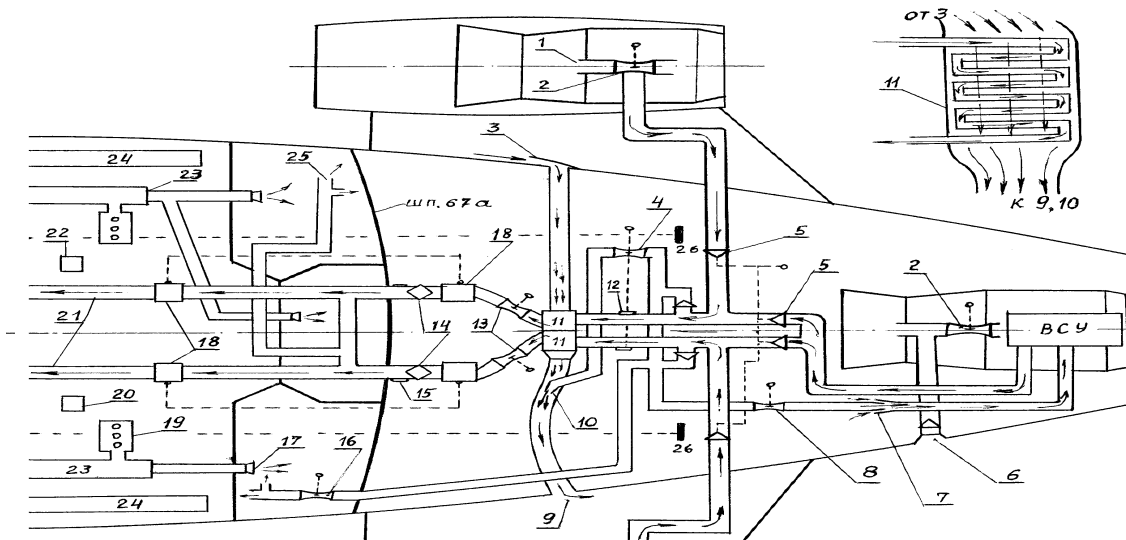
Секундний видаток повітря двигуна ПС-90А $G_{\text{ГТД}} = 534$ кг/сек = 1922400 кг/год. Для СКП літака Ту-204-300 відбір виконується системою відбору повітря від двигунів від 7-ї ступені компресору високого тиску на всіх режимах роботи двигуна, крім малого газу (МГ). На режимі МГ відбір повітря виконується від 13-ї ступені КВД (компресору високого тиску). Переключення производится автоматично по сигналу концевіка МГ на РУД (ричаг управління двигуном). На виході з системи відбору підтримується температура повітря 200°C та обмежується надлишковий тиск $3,2 \pm 0,3$ кгс/см². При запуску двигуна на землі обмеження надлишкового тиску на виході з системи відбору повітря від двигуна знімається. Охолодження повітря, відбираємого від двигуна, производится повітрям наружного контуру двигуна (РТЭ Ту-204-300 [55, Разд. 21, с.2])(п.п.1 Разд. КСКВ-021 [55, с.192]) [38, с.359]. А.К.Калліопін, Р.С.Савельєв, Д.І.Смагін відмічають наступні недоліки: використання ВХМ визначає рівень тиску опітря в точці відбору від компресору двигуна ЛА – майже в 10 разів вище, ніж потребуємый тиск для наддуву гермокабіни. З-за експлуатації самолёту в різних режимах, в тому числі на режимах малого газу, доводиться використовувувати високі ступені відбору, щоби забезпечити належну працездатність холодильної машини. В силу цього, на більшості режимів експлуатації ЛА доводиться дроселювати

тиск за вибраною ступеню відбору, що у сукупності з низьким ККД системи охолодження повітряного циклу робить СКП енергетично затратними, енергетично неефективними [37, с.2]. М.В.Горбачов: збільшення розходу повітря, відбираємого від компресору приводить до зменшення тяги та дальності польоту. В результаті приведена злітна маса СКП збільшиться, що еквівалентно зменшенню корисної загрузки самолёту. Напрямок збільшення термодинамічної ефективності СКП шляхом збільшення ефективності агрегатів вже обмежено [104, с.3].

Схема системи відбору літака Суперджет-100 [80].



Конструктивная схема отбора воздуха от двигателя самолета Суперджет

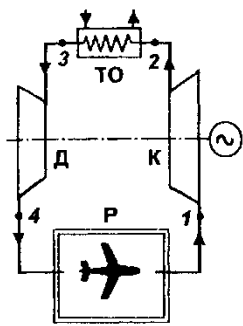


Система відбору та первинного охолодження повітря літака ТУ-154:

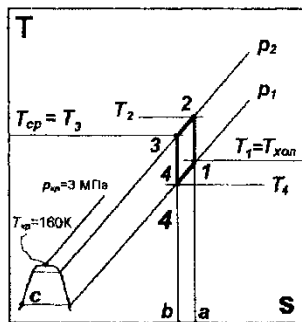
1 – трубопровід для повітряного запуску двигуна; 2 – кран відбору в СКП; 3 – воздухозабірник продуву первинного ВВР; 4 – задвіжка включення ежектору; 5 – обратний клапан (електроуправляемый); 6 – штуцер наземного включення повітряного запуску; 7 – ежектор системи обігріву ВСУ в польоті; 8 – кран включення системи обігріву ВСУ в польоті; 9 – вихід продувочного повітря первинного ВВР; 10 – ежектор; 11 – показаний принцип роботи ВВР; 12 – термореле включення задвіжки 4; 13 – крани наддуву; 14 – регулятор надлишкового тиску ($\Delta P = 2,5 \text{ кг/см}^2$); 15 – датчик тиску; 16 – електроклапан включення ежекування штуцерів СРД; 17 – насадок вентиляції заднього лівого туалету; 18 – командний прибор і заслінка ПСВП; 19 – крани включення індивідуальної вентиляції; 20, 22 – сигналізатори температури; 21 – магістральні трубопроводи подачі повітря в систему вторинного охолодження; 23 – короб індивідуальної вентиляції; 24 – панель обігріву второго салону; 25 – обігрів зливних та заправочних клапанів (водопостачання та каналізація); 26 – датчики-сигналізатори температури в хвостовому відсіку фюзеляжу "t° хвостового відсіку велика" [105].

3.3. Системи охолодження з повітряним циклом.

М.В.Горбачов, Н.І.Пащенко відмічають, що теоретичне обґрунтування замкненого циклу повітряно-холодильної машини було виконано в роботах В.С.Мартинівського [23, с.7] [104, с.6]. Також, див. пат. № SU194855 від 1967 р. М.В.Горбачов та Ю.В.Дьяченко: в літературі відсутнє теоретичне обґрунтування реальних термодинамічних циклів авіаційної повітряно-холодильної машини (АВПХМ) [104, с.6-7] [25, с.8]. Ю.В.Дьяченко: перший тип ВХМ, який працював по разомкненому циклу с тепломасообміном, був запропонований Н.Н.Кошкіним. Другим варіантом регенеративної осушки повітря є разомкнений вакуумний цикл с тепломасообміном, який запропонували В.С.Мартинівський та М.Г.Дубинський [25, с.8]. М.В.Горбачов зазначає, що реальні цикли АВВХМ и ТИС об'єднані спільними процесами: 1) тормозіння в воздухозабірнику (0-1) та стиснення воздуха в компресорі силової установки (1-2); 2) охолодження стисненого воздуха в атмосферному охолоджувачі (2-3); 3) нагріву повітря в гермокабіні (15-13); 4) истечения повітря через систему автоматичного регулювання тиску (13-14). [104, с.11-12].



а)



б)

Джерело зображення: [78, с.477].

Рис.18.1. Простейшая воздушная холодильная машина (силуэт самолета изображен как пример крупного объекта охлаждения): а) схема; б) цикл

Т.В.Морозюк відмічає, що методом отримання низької температури у повітряній ХМ є розширення з отриманням низької температури, т.е., детандування. Цикл простішої ВХМ – це цикл Брайтона, що побудований на двох ізобарах та двох ізентропах [78, с.474]. Т.В.Морозюк: для ВХМ еталонним циклом є зворотній цикл Брайтона, а обратимим циклом-взірцем є зворотній цикл Джоуля [78, с.475]. Т.В.Морозюк: один з рівнів тиску в повітряній машині завжди відповідає атмосферному (0,1 МПа), а другий – не перевищує критичного тиску $P_{кр.} = 3$ МПа, що відповідає температурі $T_{кр.} = 160$ К. [78, с.476]. Повітря в стані точки 1 ($T_{хол.}$, $T_{ср.}$, $P_1 = 0,1$ МПа) виходить з рефрижератору (охладжуемого об'єма) и направляется в компрессор, де адиабатно стискається до тиску P_2 , при цьому температура повітря підвищується від T_1 до T_2 . В теплообміннику (в охладителі) повітря ізобарно охолоджується до $T_3 = T_{ср.}$. Особливість ВХМ пов'язана с більшою об'ємною продуктивністю повітря, у зв'язку з чим у дійсній машині необхідно використовувати тільки турботехнику (компрессор та детандер) для зменшення массогабарітних характеристик холодильної машини [78, с.475].

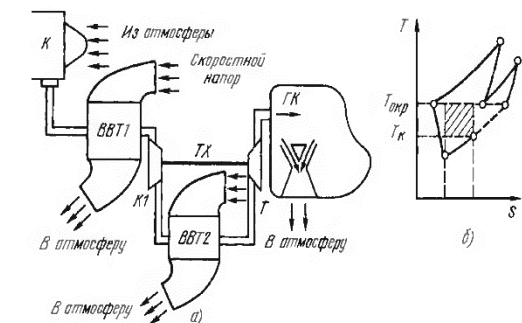
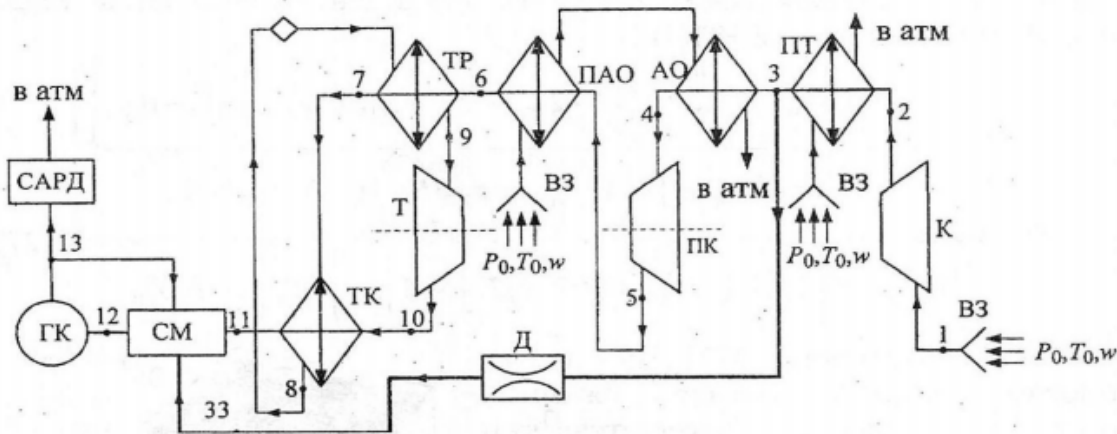


Рис. 6.4. Схема системы охлаждения воздушного цикла с турбокомпрессором (а) и ее диаграмма цикла (б)

Важливим елементом сучасної СКП є застосування компрессору ТХУ. Застосування двухступінчатого стиснення та охолодження зменшує теоретично потребувану роботу циклу у зв'язку зі зменшенням ступіні перегріву повітря після кожного стиснення [38, с.127]. Т.В.Морозюк: розрахунок повітряної холодильної машини проводять аналітичним методом за рівняннями термодинаміки для ідеального газу [78, с.478]. Т.В.Морозюк: діаграма $\lg p-h$ для розрахунку ПХМ не застосовується. В ПХМ велику роль грає вибір величини відношення тисків. На відміну від парокompресійних машин COP для воздушних машин має максимум [78, с.479]. А.П.Іванова: область техніки, де застосування ВХМ, як засобу отримання холоду, є єдино можливим – це системи забезпечення життєдіяльності в авіаційній техніці, які являються однією з найбільш енергоємних систем [28, с.3]. А.А.Голіков відмічає наступні переваги турбодетандерних механічних установок глибокого осушення повітря: - можливість сверхглибокої осушки робочого повітря; - економічність вище ніж у звичайних компрессорних установок стисненого повітря, так як частина роботи, витраченою на стиснення повітря, повертається корисною роботою турбодетандера. Внутрішній КПД турбомашин є достатньо високим, порядку 0,9; - установка компактна та легко автоматизується; - якість осушення забезпечується автоматично. Недолік – висока вартість обладнання та необхідність кваліфікованого уходу [107, с.203]. А.П.Іванова: ексергетичний підхід

дозволяє характеризувати здатність енергії якого-небудь виду до перетворення в інші форми або роботу, виявити ступінь термодинамічної незворотності процесів (втрати), та кількісно встановити, де втрачається якість енергії (і, як наслідок, існує потенціал енергозбереження). Тому для практичної реалізації СКП актуальна розробка методики ексергетичного аналізу, яка враховує неідеальність термодинамічних процесів, протікаючих в структурних елементах повітряно-холодильних машин авіаційного призначення [28, с.3]. А.П.Іванова: методика ексергетичного аналізу застосовується до типової авіаційної СКП, особливостями якої є: застосування двукратної регенерації, ступінчатого стиснення и послідовного з'єднання теплообмінних апаратів першої ступені. Подібні схеми були використані для самолетів сімейства Boeing, Airbus, RRJ.



Загальна схема авіаційної системи кондиціонування повітря:

ВЗ - воздухозаборники; К — турбокомпрессор; ПТ - предварительный теплообменник; АО - первичный теплообменник; ПАО - основной теплообменник; ТР- теплообменник-регенератор; ТК - теплообменник-конденсатор; Т - турбодетандер; ПК - компрессор турбохолодильника (промежный компрессор); Д - дроссельный пристрій; СМ - змішувальна камера; ГК - гермокабіна; САРД - система автоматичного регулювання тиску.

А.П.Іванова: СКП умовно складається из двух подсистем: генерації холоду - установка охолодження повітря (УОП, рос. - УОВ), в основі которой лежить цикл АВВХМ, и генерації тепла – тепловикористовуюча система (ТВС, рос. - ТИС) [28, с.16]. А.П.Іванова для схеми ТР+ГК існують обмеження значень теплової ефективності теплообмінних апаратів, при яких ексергетичний ККД дорівнює нулю; для схеми ТК+ТР ці обмеження відсутні, що практично означає работоспособність системи при відмові якого-небудь теплообмінного апарату. Для схем ТР+ТК+ГК, ТР+ГК, ГК+ТР встановлено, що область раціональних значень тиску повітря відбираємого від компресору СУ лежить в діапазоні 0,11...0,4 МПа и при увеличенні відношення тиску в турбодетандері до 4-6 ексергетичний КПД схем має значительний приріст. Введення в схему теплообмінника-конденсатора призводить до зменшення ексергетичної ефективності в 1,5 рази, що частково компенсується за рахунок теплообмінника-регенератора. 3) ефективність схеми ГК+ТР може перевищувати ефективність схеми ТР+ГК в 4 рази в дозвуковому діапазоні. Застосування ступеневого стиснення в циклах з розділенням роботи призводить до збільшення ексергетичної ефективності в 1,1... 1,5 рази, а застосування регенерації збільшує ексергетичну ефективність тільки в умовах порівняння першого роду при повному розділенні роботи [28, с.19]. Дослідження енергетичних процесів в СКП було проведено китайськими авторами в роботі [72].

3.4. Класифікація СКП за способами висадження вологи на лінії високого тиску.

Н.І.Пашенко, Ю.В.Дьяченко: робота АВВХМ заснована на використанні атмосферного повітря у якості робочого тіла, тому для них особливо актуальні проблеми осушки вологого повітря [23, с.7][25, с.8]. Н.І.Пашенко, Ю.В.Дьяченко зважають на те, що економічність авіаційних систем визначається їх приведеною злітною масою, яка є суммою установочної маси та її прирощення, визначаємого величиною відбираємого видатку повітря та механічної роботи від силової установки, зростанням аеродінамічного спротиву самолёту воздухозабірниками системи и т.д. Застосування систем кондиціонування, працюючих по удосконаленим циклам с оптимізованими параметрами, дозволяє значно зменшити розхід повітря в «холодної» лінії та відбір механічної роботи, зменшити приведену злітну масу системи и збільшити корисне навантаження, а також збільшити ступінь комфортності в гермокабіні. Для вирішення цієї проблеми знаходять широке застосування нове покоління СКП с застосуванням ступінчатого сжатия и регенеративного осушення вологого повітря [23, с.3] [25, с.3], що в поєднанні зі ступенчатим стисненням дозволяє досягти максимальної термодінамічної ефективності АВВХМ [25, с.8] [23, с.7].

Класифікаційні фактори СКП с відділенням вологи на високому тиску (ВВВТ, рос.-ОВВД). Загальні властивості цих схем такі: [5, с.184].

Перша особливість — охолодження повітря перед ТХ нижче температури «точки роси». Існує декілька способів охолодження. Найбільше розповсюдження отримало охолодження повітря в теплообміннику-конденсаторі холодним повітрям, яке виходить з ТХ.

Друга особливість — степінь висадження вологи, яка визначається температурою повітря перед турбіною ТХ. Можливо виділити дві групи СКП: системи з повним висадженням вологи при температурі за конденсатором, близької до нуля, та системи з неповним висадженням вологи при температурі $\sim +20...30$ °С.

Третя особливість — фазовий стан вологи за вологовідділювачем високого тиску. У випадку безпосередньої подачі повітря після вологовідділювача високого тиску на турбіну (схема з однократною регенерацією) за рахунок неповного відділення вологи влаговідділювачем на вході в турбіну поступає капельная волога, що призводить до ряду небажаних наслідків. В схемах с підігрівом (двукратна регенерація) оставшаяся капельная волога випаровується та на вході в турбіну поступає повітря при $s_p < 1$ [5, с.194].

Четверта особливість - засоби боротьби з обледенінням. Можливо виділити три групи противоожеледних засобів: засоби, які націлені на утворення незамерзаючої конструкції ТХ; противоожеледну систему конденсатору; заходи, які виключають можливість утворення льоду у поітревідводних каналах за турбіною, а також в агрегатах автоматики, розташовани в цих каналах [5, с.194-195].

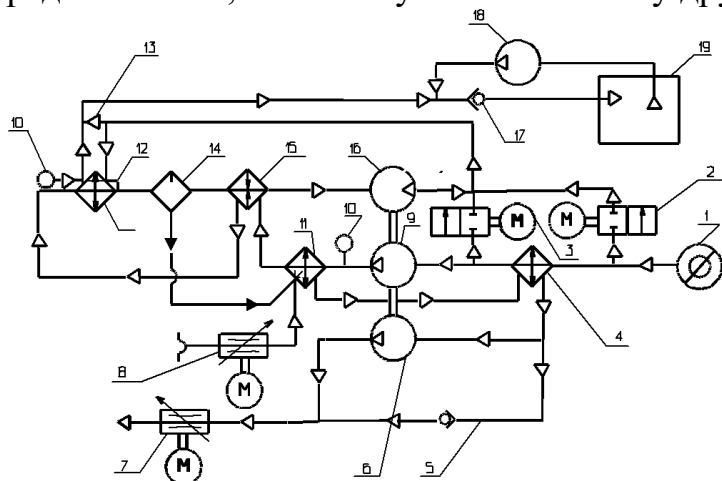
Класифікація СКП за способами висадження вологи на лінії високого тиску:

	Схема СКВ, номер патента	Способ охлаждения ВВД	Степень высаждения влаги до ТХ	Состоя ние влаги до ТХ	Способы борьбы с обмерзанием в линии за ТХ
С однократной регенерацией	Схема Келлера №3587243	Воздухом из ТХ	Неполная	Не доиспаряется	Нет
	Схема Фернандеса №3623332	Воздухом из ТХ			Нет
	Схема Жилеса №1583143	Воздухом из ТХ Эжектором			Обогрев ТХ подмес кабинного воздуха
	Схема Пейна №4334411	Воздухом из гермокабины			Рециркуляция кабинного воздуха
	Схема Ранненберга №4374469	Воздухом из ТХ			Рециркуляция кабинного воздуха
	Комбинированные СКВ № 4021212, № 1565981	Забортным воздухом	Неполная	Частичн ое доиспаре ние	Подмес ВВД
С Двукратной регенерацией	Схема Кемпбелла №4198830	Воздухом из ТХ	Неполная	Полное доиспарение	Нет
	Схема Кинселла № 4352273	Частью воздуха из ТХ			Конденсатор с обводной линией и обогревом стенок

(джерело таблиці: <https://stepik.org/lesson/673165/step/3?unit=671430> [110]).

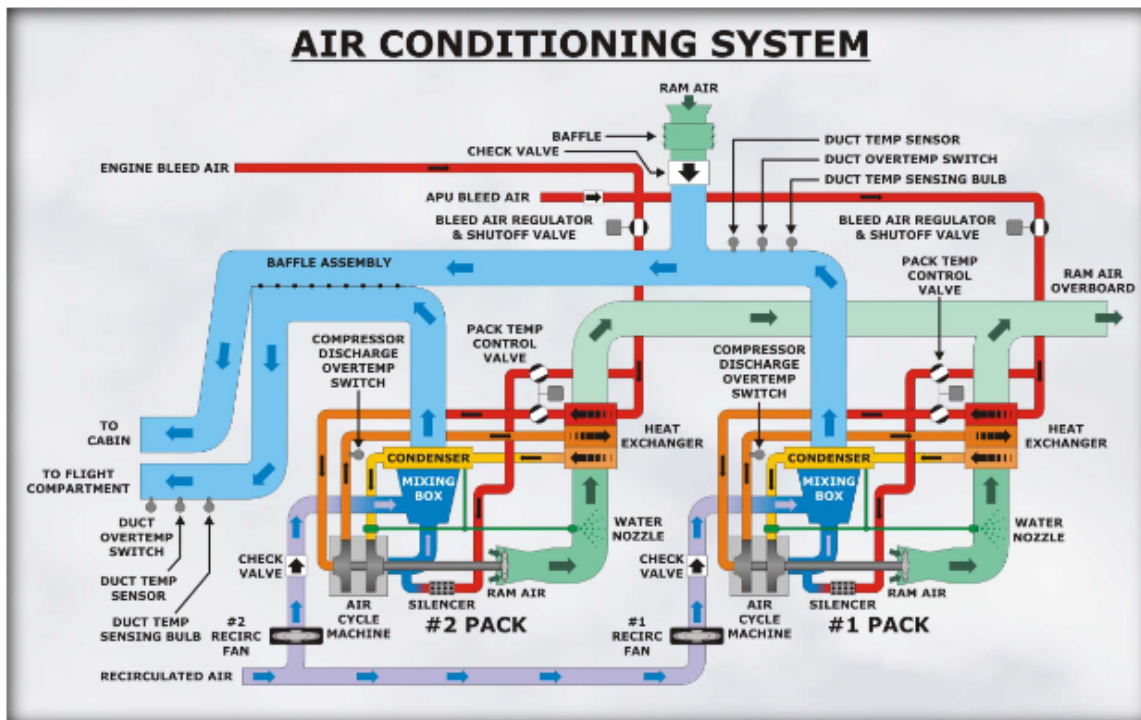
3.5. Особливості СКП фірми «Боїнг».

А.В.Чічіндаєв зазначає, що схеми СКП різних фірм відрізняються за наступними ознаками: за вибором контрольних точок тракту СКП, в яких регулюються параметри; вибору засобу регулювання параметрів, що передбачає використання різного сочетания обводных заслінок, средствам борьбы с обмерзанием турбохолодильника и конденсатора. Особливості розвитку схем простежуються за часом їх появи: першою була розроблена схема Боїнгу-757 на початку 1980-х років, потім схема А-310 у середині 1980-х, а схема Ту-204 з'явилася у другій половині 1980-х років [5, с.196].



СКП самолёту Боїнг - 757 (767): 1 - відбір ВВД; 2 - клапан обводної лінії; 3 - клапан регулювання температури (КРТ); 4 - первічний теплообмінник; 5 - обводна лінія вентилятора; 6 - вентилятор ТХУ; 7, 8 - заслінки для регулювання розходу продувочного повітря; 9 - компресор ТХУ; 10 - відбір гарячого повітря для обігріву кромки конденсатора; 11 - основний теплообмінник; 12 - канали обігріву кромки конденсатора; 13 - обвідний канал холодного тракту конденсатора; 14 - вологовітділювач; 15 - регенератор; 16 - турбіна; 17 - обратний клапан гермокабіни (ГК); 18 - нагрівач; 19 - ГК. СКП

самолёту Боїнг-757 може працювати в трьох режимах: 1. Нормальний режим: заслінки продувочного повітря 8, 9 відкриті, клапан регулювання температури (КРТ) 3 – закритий, клапан 4 підтримує на виході СКП температуру +4 °С. 2. Холодний режим: заслінки 8, 9 відкриті, а КРТ 3, 4 закриті, що забезпечує роботу на максимальну холодопродуктивність. КРТ нормально закритий і може тільки відкриватися для противоожеледних цілей або для захисту ТХ. 3. Теплий режим: заслінки 8, 9 відкриті, а КРТ 3, 4 відкриті так, що охолодження здійснює тільки теплообмінник. (джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/670416/step/4?unit=668617> [110]).



Принципова схема роботи СКП літаків сімейства «Boeing» [110].

А.В.Чічindaєв: данна схема являє собою розвиток «петлі» Кінселла та отримана шляхом додавання до неї рециркуляції кабінного повітря. СКП самолёту «Boeing-757 (767)» має наступні особливості:

-переключення в залежності від висоти польоту на низьку або на високу ступінь відбору ВВД от компресору двигуна;

-фіксовані параметри ВВД за вузлом первинного охолодження: температура 193 °С, тиск 0,31 МПа;

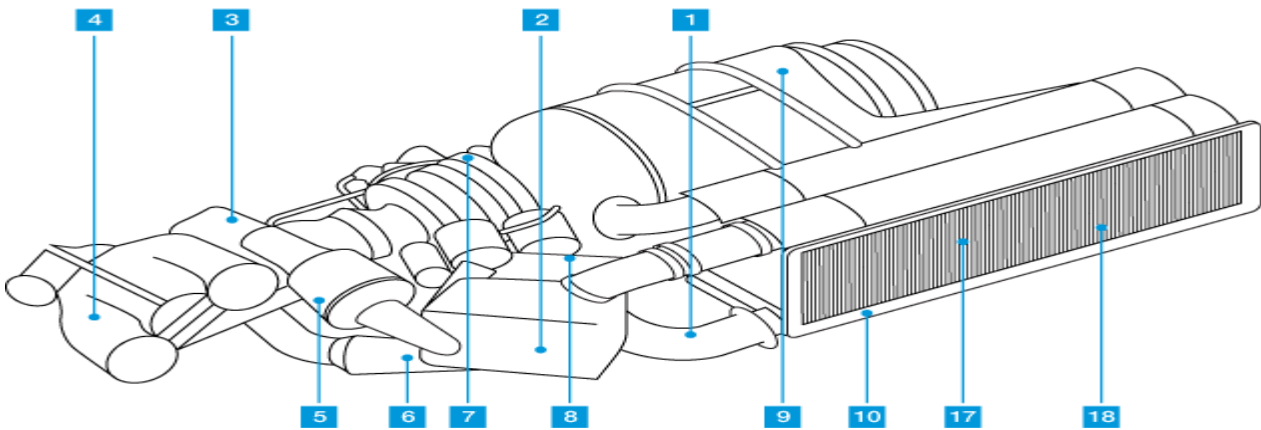
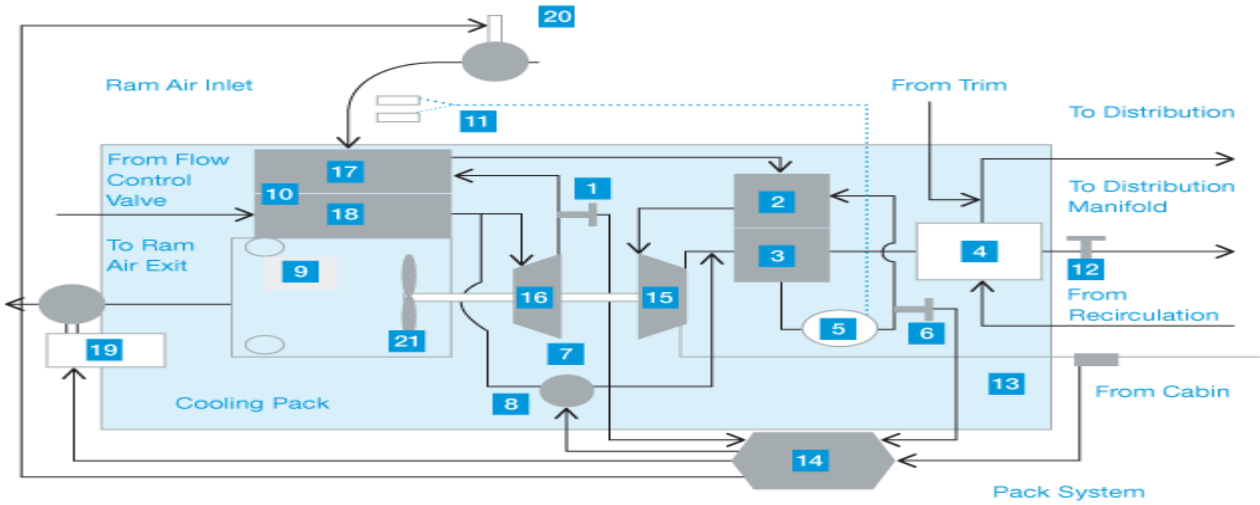
-клапани 2, 3 регулювання температури, які використовуються для регулювання температури за ТХ, підводу гарячого повітря в противоожеледених цілях, а також для перепуску повітря мимо СКП при польоті на висоті [5, с.196].

-вхідна 7 та вихідна 8 заслінки продувочного повітря, которые регулируют расход продувочного повітря через теплообмінники 4 и 11 в залежності від температури на виході з СКП. На землі обидві заслінки відкриті, але з підйомом на висоту вони поступово перекриваються до повного їх закриття. Вентилятор 6 для примусової прокачки продувочного повітря має обвідний канал 5, дозволяючий збільшити розхід продувочного повітря;

-конденсатор в противоожеледених цілях має вбудований обвідний канал 13, а також спеціальні обігрівальні кромки, підміс гарячого повітря на вхід теплообмінника [5, с.197].

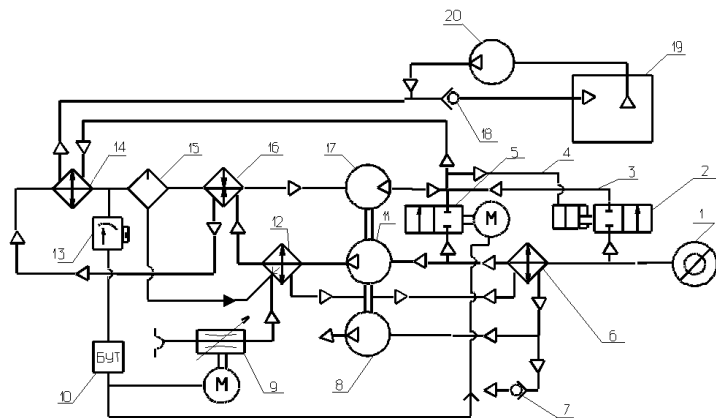
Також див. пат. №US4352273А за авторством Роберта Кінселла, Майкла Саба, Джеймса Стренга від 1979 р. фірми Garrett Corporation.

- | | | |
|--|--|----------------------------------|
| 1 Compressor Discharge Temperature Sensor | 8 Temperature Control Valve | 15 Turbine |
| 2 Reheater | 9 Plenum | 16 Compressor |
| 3 Condenser | 10 Ram Heat Exchanger | 17 Main Heat Exchanger |
| 4 Compact Mixer | 11 Water Injector(s) | 18 Primary Heat Exchanger |
| 5 Water Extractor | 12 Mixed Discharge Temperature Sensor | 19 Ram Air Exit Actuator |
| 6 Pack Temperature Sensor | 13 Pack Discharge Pressure Sensor | 20 Ram Air Inlet Actuator |
| 7 Air Cycle Machine | 14 Integrated Air System Controller | 21 Fan |



СКВ самолёта «Boeing-747». Вверху – принципиовая схема. Внизу – схема моноблоку [46].

3.6. Особливості СКП фірми «Аїрбас».



СКП самолёту «Аеробус А – 310»:

1 - відбір ВВД; 2 - клапан противоожеледної лінії; 3 - противоожеледна лінія; 4 - лінія управління; 5 - клапан регулювання температури; 6 - первиний теплообмінник; 7 - зворотний клапан; 8 - вентилятор; 9 - заслінка продувочної лінії; 10 - блок управління температурою; 11 - компресор ТХУ; 12 - основний теплообмінник; 13 - датчик температури; 14 - конденсатор; 15 - вологовітділювач; 16 - регенератор; 17 - турбіна ТХУ; 18 - зворотний клапан; 19 -

гермокабіна (ГК); 20 - нагрівач лінії рециркуляції.

Принципова схема роботи СКП літаків сімейства «Aerobus». Схема особливостей конструювання та експлуатації Aerobus СКП представлена на прикладі літака Superjet-100. Показано розподіл стисненого повітря від авіаційного двигуна через вузол охолодження до входу в кабіну літака. Узел охолодження складається з: вузла попереднього охолодження (первинний і основний теплообмінники), турбоохолодильної установки, конденсаторного блоку (конденсатор, регенератор, вологовідділювач), системи повітропроводів для продувки вузла попереднього охолодження і змішування з рециркуляційним повітрям з салону літака. Відмінною особливістю схеми є установка двоходового магістрального теплообмінника УПР, а також верхнє розташування УПР і нижнє розташування ТХУ в конструкції моноблока вузла охолодження. (джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/670416/step/4?unit=668617> [110]).

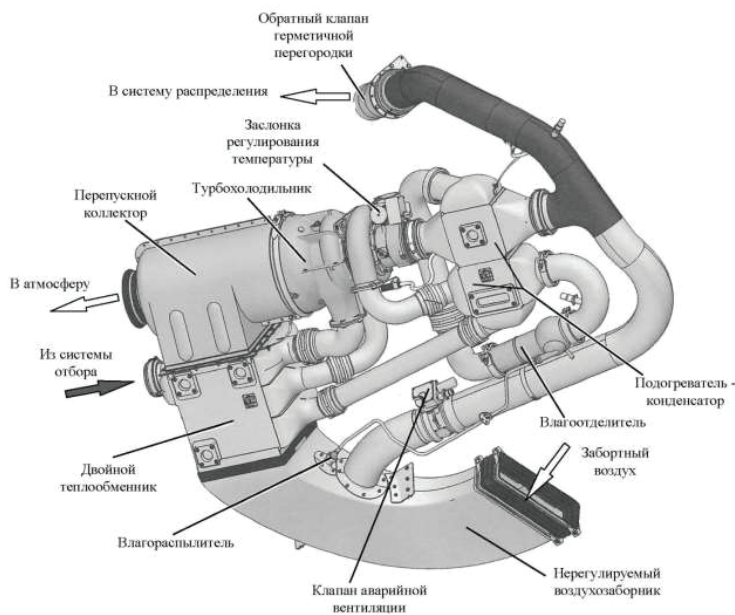
А.В.Чічіндаєв відмічає, що ця схема є практично повним повторенням патенту Р.Кінселла, за виключенням противоожеледної системи для конденсатору. В основу схеми покладені наступні ідеї:

- підтримання температури та тиску за конденсатором на рівні +30 °С та 0,4 МПа для неповного відділення вологи с метою подачі до салону вологого повітря;
- використання регенератора тільки для довиваровування капельної вологи на ВОВД, що дозволяє отримати невеликий за габарітами регенератор;
- температура поверхні в будь-якій її точці вище нуля; створення лінії підмісу гарячого повітря (срабатывает при збільшенні тиску за ТХ, викликає обмірзанням фронту конденсатора)[5, с.198]. Також див. Корнеєв В. Самолёт А320. Анализ конструкции та льотної експлуатації [26].



Принципова схема дії СКП самолетів сімейства «Аїрбас».

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/670416/step/4?unit=668617> [110]).



Компоновочна схема правого УОВ самолёту Суперджет [128, с.133]. Див. Руководство по технической эксплуатации самолёта RRJ-95В. Раздел 21 Система кондиционирования воздуха [43].

3.7. Особенности СКВ фирмы «Туполев».

Принцип дії СКП самолёту Ту-204 состоит из следующих этапов: 1. Сначала відбувається відбір повітря від 7 або від 13 ступені компресору високого тиску двигуна в залежності від режиму польоту літака. 2. Далі повітря поступає на пневматичний регулятор надлишкового тиску, який підтримує за собою тиск у 320 кПа. на цьому етапі виконується штатне включення і виключення підсистем відбору повітря. 3. Затім повітря охолоджується з 200 до 150°С у первинному ВВТ. 4. Потім повітря нагрівається в компресорі турбохолодильної машини, який слугує їй тормозом. 5. Після цього повітря знов охолоджується в основному ВВТ. 6. Далі повітря подається в контур відділення вологи, де відбувається підігрів повітря з більш високою температурою, доки волога, що міститься у повітрі, не випарується. Зоставшася влага вприскується в охладжаче повітря перед ВВТ. 7. Остаточне охолодження повітря відбувається на турбіні при його розширенні. 8. Температура повітря на виході з системи охолодження регулюється за допомогою перепуску гарячого повітря зі входу в компресор або за допомогою перепускових заслінок з-за первинного ВВТ. 9. Виходячи з системи охолодження повітря змішується з рециркуляційним повітрям у вузлах ежектора-змішувача, при цьому відбувається підвищення температури суміші на 2-3°С в режимі максимального охолодження на землі. 10. Після цього повітря поступає в колектор холодного повітря, а з нього - к распределительным коробам пасажирських салонів та кабіни екіпажу. 11. З салонів повітря забирається вентиляторами [35, с.17].

Підсистеми СКВ літака Ту-204:

- відбору повітря от двигунів;
- охолодження повітря;
- вентиляції повітря.

Компоновка підсистем СКП забезпечує добрий доступ до агрегатів системи у разі їх відмови [35, с.15]. А.В.Чічindaєв зазначає, що схема СКП літака Ту-204 найбільш близька до схеми СКП літака Боїнг-757 [5, с.199].

Характерні ознаки схеми:

-фіксовані параметри ВВД за вузлом первинного охолодження: температура $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$, тиск $0,35\text{ МПа}$; клапан 4 використовується для регулювання температури за ТХ, а також для підтримання заданого расхода в широкому діапазоні тисків; -вхідна заслінка продувочного повітря 10 призначена для підтримання температур на вході в компресор ТХ на рівні, що не перевищує $+160\text{ }^{\circ}\text{C}$; -клапан 13 призначений для регулювання температури повітря на виході з СКП в широкому діапазоні температур: $-20\dots+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ за допомогою гарячого повітря, забираємого за вторинним теплообмінником; -боротьба с обледенінням конденсатора здійснюється за допомогою обвідного каналу 15 и підмісу гарячого повітря на вхід конденсатору через клапан 4. [5, с.200].

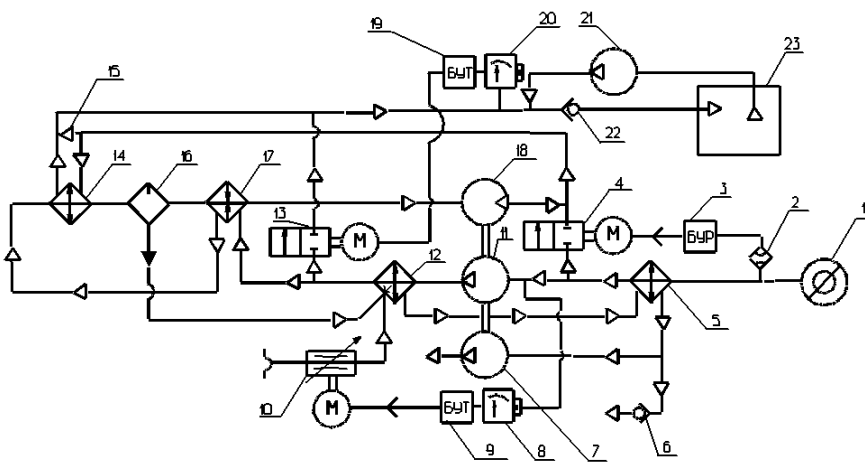
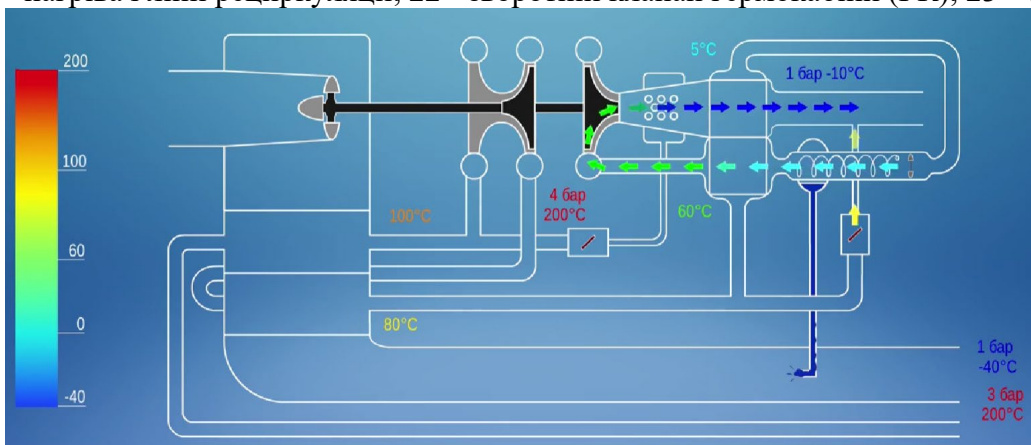


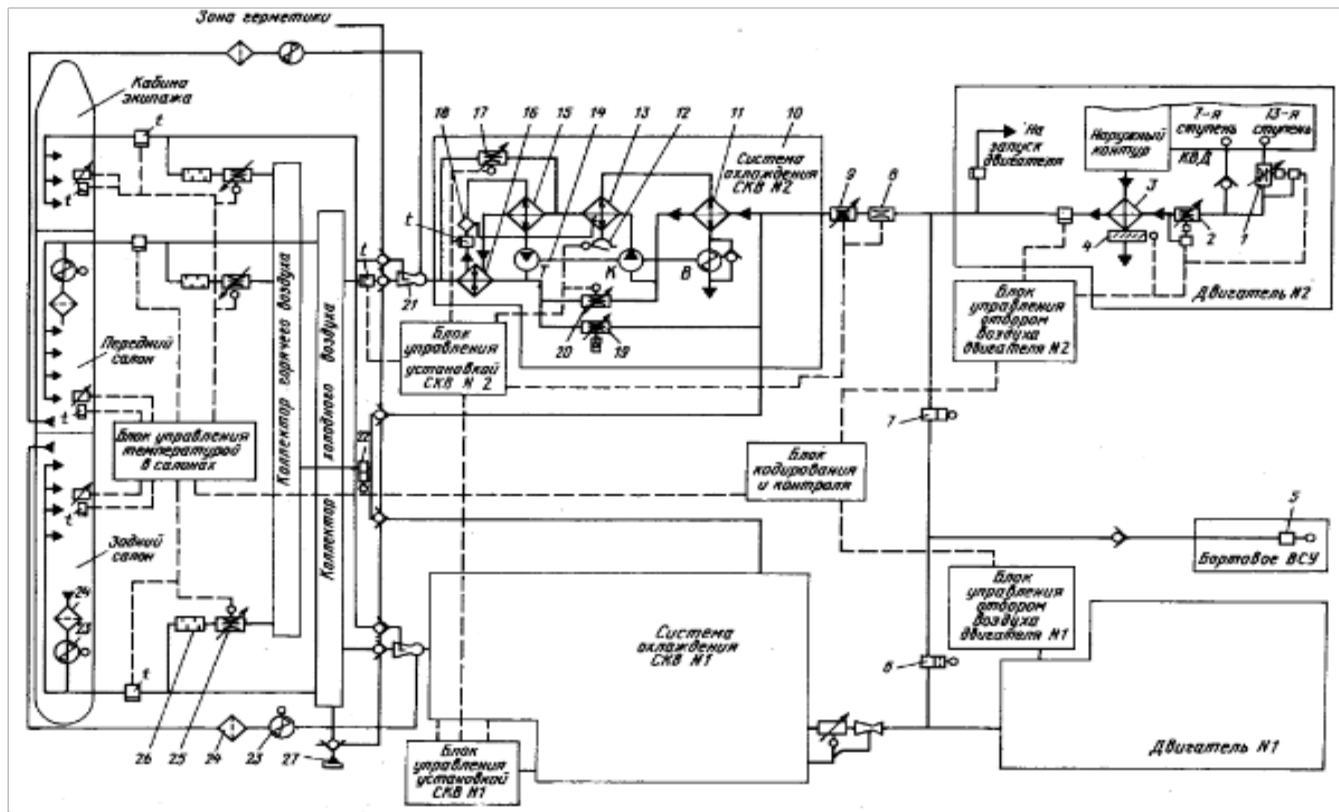
Схема СКП самолёту «Ту – 204»: 1 - відбір ВВД; 2 - датчик розходу; 3 - блок управління розходом повітря; 4 - клапан обвідної лінії; 5 - первічний теплообмінник; 6 - зворотній клапан; 7 - вентилятор; 8 - датчик температури; 9 - блок управління температурою; 10 - заслінка лінії продувочного повітря; 11 - компресор ТХУ; 12 - основний теплообмінник; 13 - заслінка лінії регулювання температури; 14 - конденсатор; 15 - обвідний канал конденсатора; 16 - вологовідділювач; 17 - регенератор; 18 - турбіна ТХУ; 19 - блок управління температурою; 20 - датчик температури; 21 - нагрівач лінії рециркуляції; 22 - зворотній клапан гермокабіни (ГК); 23 – ГК. [110].



Принцип роботи СКП самолетів Ту-204, МС-21. (джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/670396/step/3?unit=668597> [110]).

В.І.Зінченко зазначає, що герметична кабіна літака Ту-154Б (включає в себе пасажирські салони, кабіну пілотів, багажні приміщення № 1, 2, технічні відсіки № 1...5) вентиляційного типу, свіже повітря безперервно поступає в кабіну, забезпечуючи необхідну температуру та тиск в ГК, а відпрацьоване повітря безперервно видаляється з ГК [105, с.78]. На літаку встановлені дві системи автоматичного регулювання температури: - за основними вузлами охолодження, АРТ-56-1 (два комплекти); - регулювання температури в пілотській кабіні та у пасажирських салонах, АРТ-56-2 (3 комплекти) [105, с.83]. Пневматична система весової подачі (ПСВП) призначена для підтримання масових значень розходу повітря в трубопроводах СКП та для сглажування коливань розходу повітря при різкій зміні режимів роботи двигунів, швидкій зміні висоти польоту та ін. В лівій та у правій магістралях СКП встановлені командний прилад, дросельна заслінка зі слідкуючим пневмоприводом, фільтр-отстійник, регулятор надлишкового тиску, який підтримує надлишковий тиск $1,2 \pm 0,1$ кг/см². При включенні кранів відбору повітря від двигунів або від ВСУ, но при зачинених кранах наддуву подається пневмоподування в ПСВП, та дросельні заслінки перекривають подачу повітря в трубопроводи. При відкритті кранів наддуву дросельні заслінки відкриваються, перепускаючи повітря по трубопроводам. У разі відхилення розходу повітря від встановившогося, командний прилад подає сигнал на дросельну заслінку, яка переміщується пропорційно величині та знаку сигналу розсогласування. [105, с.81]. Система вторинного охолодження повітря є основною. Обидва магістральних трубопроводи проходять крізь гермошпангоут № 67а під полом багажника № 2 та виходять до третього технічного відсіку (шп.40...41 за задньою стінкою багажника № 1). Здесь обидві магістралі соединяються, перед этим в кожній магістралі встановлюються по зворотньому клапану 4672Т. Від кожної магістралі відходять трубопроводи до вузлів вторинного охолодження, які розташовані в носках лівого полукрила та правого полукрила. Кожен з основних вузлів состоїть з повітре-повітряного радіатора 4458Т (поз. 3) та турбоохолодильнику 1621Т (поз. 2). При роботі СКП на землі вентилятор турбоохолодильнику просмоктує продувочне повітря крізь основний ВВР. Для виключення ситуації переохолодження повітря, подаваного в кабіну з основного вузла охолодження (при низьких температурах наружного повітря) передбачені дві обвідні лінії перепуску гарячого повітря: одна мимо ВВР та ТХ, друга - мимо ТХ; перепуск здійснюється розподільниками 513А, що встановлені на корпусі ВВР [105, с.81].

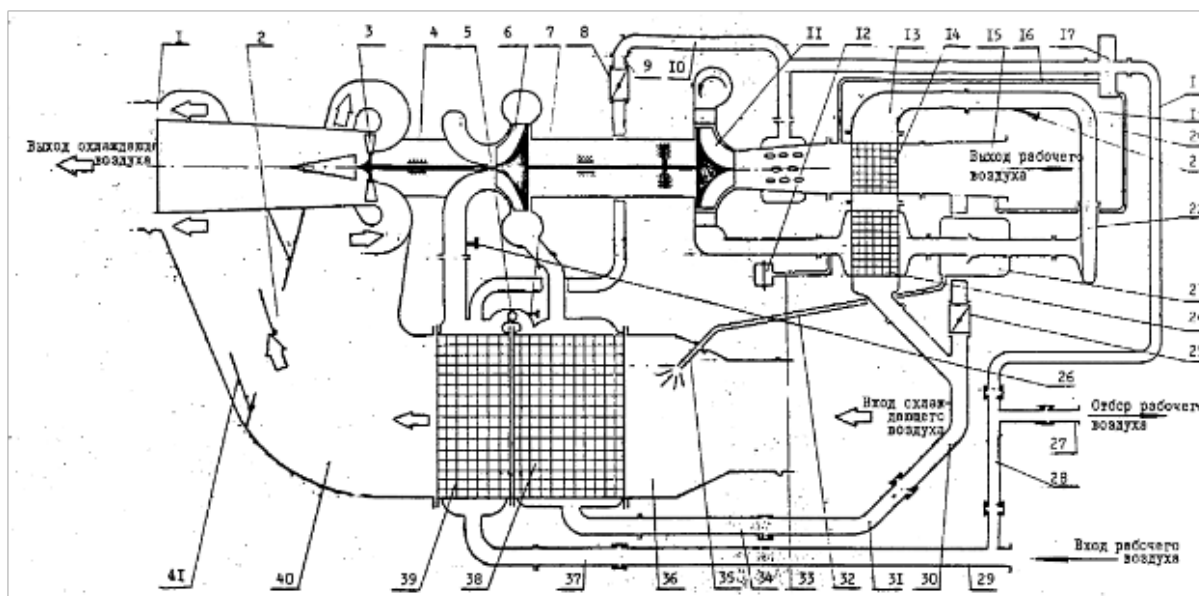
Також на цю тему див. Лачінов О.Л. Самолет Ту-204. Конспект лекцій. УВАУ ГА 1999 [112].



Принципова схема системи кондиціонування повітря самоліту Ту-204:

1,2 — регулятори надлишкового тиску; 3 — попередній ВВТ; 4 — жалюзійна заслінка; 5 — заслінка включення відбору повітря від ВСУ; 6, 7 — кран колювання; 8 — датчик видатку повітря; 9 — регулятор розходу повітря; 10 — блок охолодження; П — первинний ВВТ; 12 — регулюємий воздухозабірник; 13 — вторинний ВВТ; 14 — трьохколісний турбоохолодильник (т — турбина, к — компресор, в — вентилятор); 15 — перегрівач; 16 — конденсатор; 17, 19, 20, 25 — регулюючі заслінки; 18 — щелевий влаговідділювач; 21 — ежектор-змішувач; 22 — кран подачі горячого повітря; 23 — рециркуляційні вентилятори; 24 — двуступінчаті фільтри; 26 — глушники шуму; 27 — штуцер підключення наземного кондиціонери.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/670396/step/4?unit=668597> [110]).

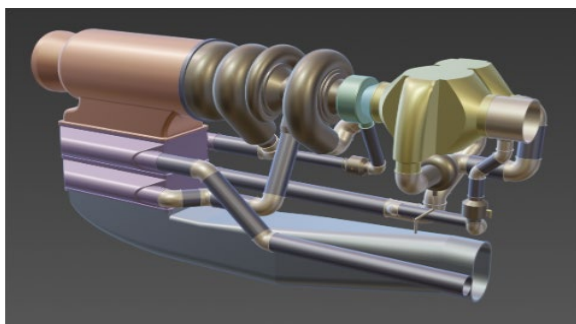


Принципова схема блоку охолодження СКП Ту-204:

1 - кільцева щілина; 2 – вікно, 3 - вентилятор; 4 - турбоохолодильник; 5 - клапан зворотній; 6 - компресор, 7 - датчик температури двохканальний, 8 - заслінка запорно-регулююча; 9 - патрубок; 10 - трійник; 11 - турбіна; 12 - вимірювальний комплекс тиску; 13 - кришка; 14 - теплообмінник воздуховоздушний; 15 - вихідний трійник; 16 - трубопровід; 17 - устрійство перепускне; 18 - коліно, 19 - коліно, 20 - трубопровід; 21 - датчик температури двохканальний; 22 - улітка; 23 - вологовідділювач щелевий; 24 - теплообмінник повітре-повітряний; 25 - заслінка запорно-регулююча; 26 - датчик температури двохканальний; 27 - патрубок; 28 - трійник; 29 - вхідний трійник; 30 - трійник; 31 - коліно; 32 - трубопровід; 33 - трубопровід; 34 - патрубок; 35 - орошувач; 36 - патрубок вхідний; 37 - патрубок; 38 - теплообмінник повітре-повітряний; 39 - теплообмінник повітре-повітряний; 40 - колектор; 41 – заслінка. (джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/670396/step/5?unit=668597> [110]).

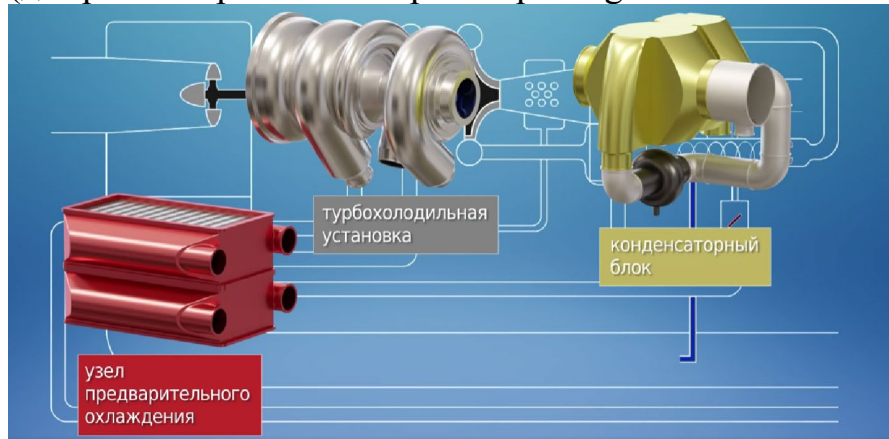
Розділ 4.

ОСНОВНІ АГРЕГАТИ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ КОНДИЦІЮВАННЯ ПОВІТРЯ.



Загальна схема моноблоку СКВ.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/669697/step/3?unit=667845> [110]).



Склад моноблоку СКВ самолётів Ту-204, МС-21.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/674163/step/3?unit=672598> [110]).

4. Конструкторська частина.

4.1. Турбоохолодильники. Конструкція та принцип дії.

Г.І.Воронін: турбоохолодильник представляє собою газову турбіну [1, с.308]. Англ. терміни: «Air turbo-refrigerating plant», «Turborefrigerating system». Ю.С.Льюшин, В.В.Олізаров: якщо турбоохолодильник монтується с ВВР єдиним агрегатом, то ця система охолодження іменується як турбоохолодильна установка (ТХУ) [64, с.62]. Згідно ОСТ 1 03639-73, турбоохолодильник – це турбомашина, в якій робоче повітря

охолоджується за рахунок розширення в турбіні, а отримана потужність знімається гальмівним пристроєм [29]. Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Єгоров зазначають, що турбоохолодильник – це лопаточна машина, в якій здійснюється процес розширення потоку повітря, з пониженням його температури, процес близький до адиабатного [38, с.41]. М.А.Кисельов, Ю.В.Петров: ТХУ призначена для охолодження повітря через розширення в сопловому апараті турбіни та здійснення роботи посредством вращения колеса турбины и соединенных с ней элементов (компрессора, вентилятора) [109, с.152]. Ю.С.Льюшин, В.В.Олізаров: в системах кондиціювання літаків з метою підвищення ефективності охолодження повітря, яке нагнітається в кабінку від компресору ГТД, наряду с теплообмінниками, застосовується турбоохолодильники. Ефект охолодження в турбоохолодильнику заснований на перетворенні теплової енергії повітря в механічну роботу. Робота турбоохолодильника (ТХ) зводиться до наступного. В сопловому апараті повітряної турбіни повітря набуває підвищеної швидкості витікання, що забезпечує перетворення потенціальної енергії в кінетичну, частина якої використовується на обертання ротору турбіни, що нагнаний вентилятором. Повітря, яке здійснює адиабатичну роботу на лопатках турбіни, втрачає приблизно 90% своєї початкової швидкості, що була набута ним у сопловому апараті, і сходить с лопаток, маючи при цьому меншу швидкість, тиск та температуру. В реальних турбоохолодильниках процес розширення повітря на турбіні з-за втрат отличается от процесу адиабатичного розширення. Тому оцінку температурної ефективності турбоохолодильника провадять за величиною його ККД [14].

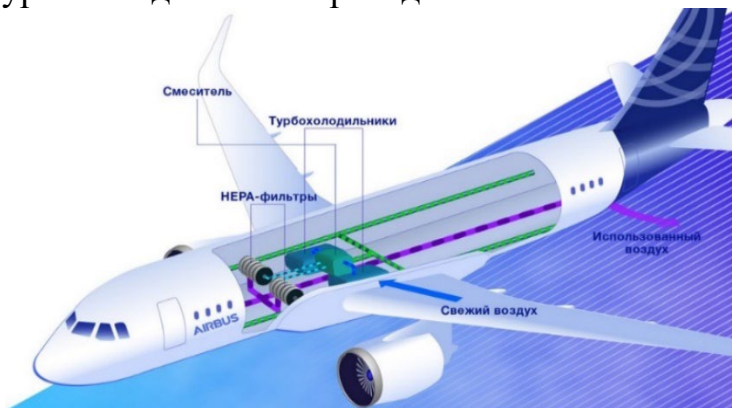


Схема розташування ТХУ на борту самолёту «Айрбас» [117].

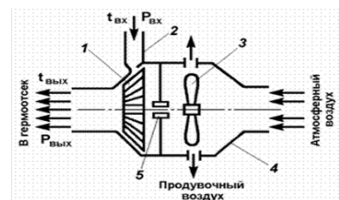
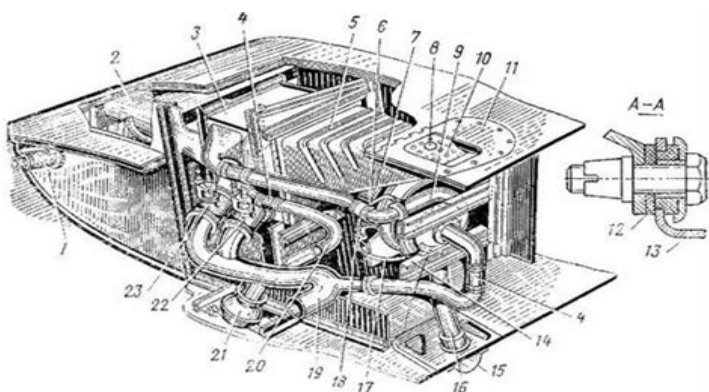


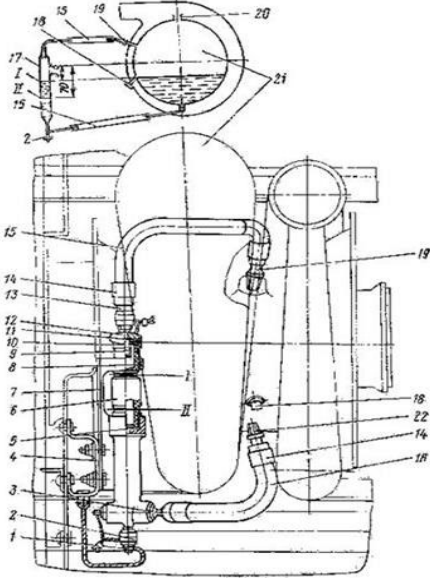
Рис. 10.5. Схема турбоохолодильника: 1 – турбина; 2 – сопловой аппарат; 3 – вентилятор; 4 – корпус; 5 – блок игольчатых подшипников

[64, с.70].



Правий основний вузол охолодження самолёту Ту-154: 1 -- воздухопровод системы противообледенения; 2-- входний канал продувочного повітря ВВР 4458Т; 3 -- ВВР 4458Т; 4 -- термостійкий з'єднаний патрубков (ПТС); 5 -- вихідний канал продувочного повітря ВВР 4458Т; 6

– суфлюючий шланг масляної системи турбохолодильнику; 7 -- забірник повітря компресора турбохолодильнику; 8 -- зворотній клапан каналу ВВР 4458Т; 9 -- турбохолодильник 1621Т; 10 -- предохранна решітка; 11-- кришка люку; 12 -- прокладка; 13 -- кронштейн; 14 -- профіль кріплення ТХ; 15 -- обтікатель; 16 -- патрубок збору повітря з ТХ; 17—з'єднальний шланг масляної системи ТХ; 18 -- рівнемір; 19--повітрепровід охолодженого повітря; 20-- основна права магістраль; 21-штуцер наземного кондиціонера; 22 -- розподільник 513 перепуску мімо ТХ та ВВР 4458Т; 23-- розподільник 513 перепуску повітря мімо ТХ [113].



Масляна система турбохолодильнику самолёту Ту-154:

1, 18-- пробка; 2-накидна гайка; 3, 12, 19, 22 -- штуцер; 4 -- кронштейн; 5, 8 -- ушильнююче кільце; 6 -- стакан; 7 -- корпус; 9 -- фільтр; 10 -- прокладка; 11 -- шайба; 13 -- ніпсель; 14 -- хомут; 15 – суфлюючий шланг; 16 – з'єднальний шланг; 17-- указник рівня масла; 20-- суфлерний отвір; 21 -- турбохолодильник 1621Т; I -- верхня риска рівня масла; II -- нижня риска. [113].

Турбохолодильник 1621Т самолёту Ту-154:

1 -- корпус; 2 -- улітка компресору; 3 -- фільтр; 4 -- масловід; 5 -- кришка; 6 -- обтікач; 7, 24 -- гайки; 8 -- вхідний патрубок компресору; 9 -- диск компресору; 10 -- дистанційна втулка; 11 -- пружина; 12 -- корпус подшипника; 13 -- стакан; 14 -- упорна втулка; 15 -- сапун; 16 -- перехідний фланець; 17 -- сопловий апарат; 18 -- улітка турбіни; 19, 32 -- монтажні фланці; 20 -- выходной патрубок турбіни; 21 -- диск турбіни; 22 -- подшипник; 23 -- маслоотражательное кольцо; 25 -- масловідражальна втулка; 26 -- вал; 27 -- кришка корпусу підшипнику; 28 -- пробка; 29 -- дистанційне кільце; 30 -- болт; 31 -- вихідний патрубок компресору; Л -- полость збору повітря в атмосферу; Б --масляна ванна; а, б, в – отвори для охолодженого повітря [113].

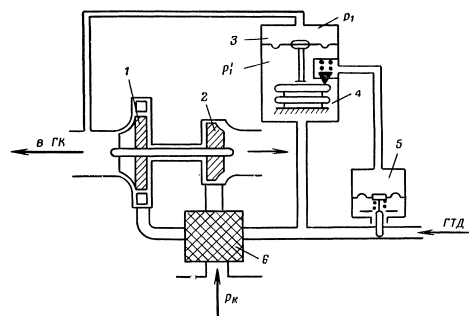
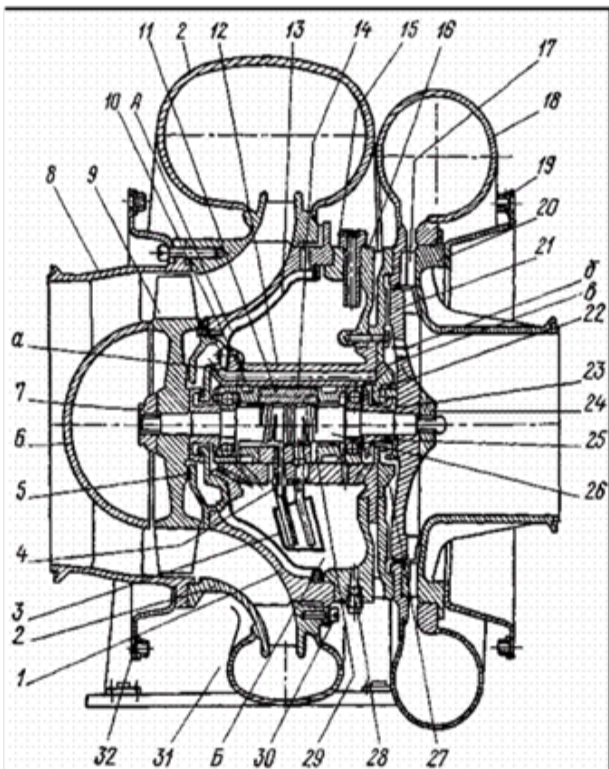


Рис. 2.37. Принциальная схема турбохолодильной установки (ТХУ): 1 – воздушная турбина; 2 – вентилятор; 3 – регулятор степени насыщения; 4 – дифференциальный манометр; 5 – дроссельный механизм; 6 – воздушно-воздушный радиатор

[119].

4.2. Опис турбохолодильнику.

М.А.Кисельов, Ю.В.Петров зазначають, що всі компоненти турбохолодильника поділяються на обертаючі та на нерухомі елементи.

Елементи, що обертаються:

- колесо компресора, яке з'єднане з головним валом ротору;
- колесо турбіни, закріплене на одному кінці головного валу ротору;
- колесо вентилятора, що закріплене на другому кінці головного валу ротору.

Нерухомі елементи:

- кожух компресора, в якому встановлюється колесо компресора та колесо вентилятора;
- кожух турбіни, в якому встановлюється колесо турбіни;
- фланець на виході з турбіни для подачі охолодженого повітря в конденсатор.

Особливістю розглядаємої ТХУ є наявність двох повітряних підшипників, які встановлені в кожусі компресора, які утримують головний вал ротору [109, с.153].

В.Ф.Шмирьов: найбільш вразливою частиною СКП є турбоохолодильна машина, яка працює на великих обертах (понад 40000 об/хв) при різко змінюваних параметрах тиску і температури робочого повітря [126, с.127]. Проблемою лишається обмірзання ТХУ. Винахід, запропонований у пат. № WO2018226122A1 від 2018р. пропонує попередити утворення наледі та інею на внутрішніх поверхнях турбодетандеру та у повітреводах, що попереджує перекриття льодом турбодетандеру холодильної установки та збільшує холодопродуктивність установки.

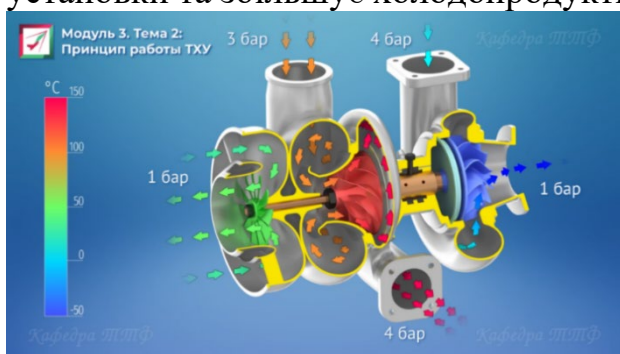
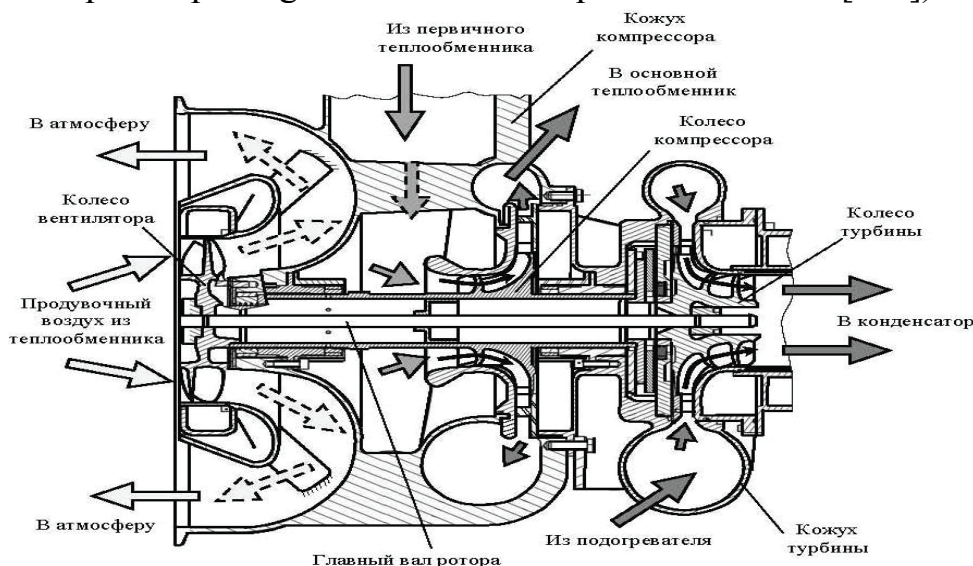


Схема турбоохолодильної установки. (джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/673165/step/3?unit=671430> [110]).



Принципова конструктивна схема турбоохолодильної установки. (джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/673165/step/3?unit=671430> [110]).

4.3. Розрахунок турбіни.

Так, наприклад, для ТХУ 3318 ТУ-154 параметри на вході в турбіну повинні бути: - тиск не більш ніж $3,5 \pm 0,1$ кгс/см²; - температура не більш ніж $70 + 5$ °С; - розхід повітря не більш ніж 2750 кг/год.; - вхідна температура $+ 60$ °С; - вихідна температура $+ 5$ °С. Для розрахунків приймаємо, що вхідна температура до турбіни дорівнює $+80$ °С; вихідна температура -40 °С; температура на вході у систему розподілення ГК – не нижче, ніж $+3$ °С; видаток повітря у ТХУ – 4,8 т/год.

Г.І.Воронін наводить формулу для розрахунку повної енергії 1 кг. газу на вході в турбіну [1, с.311]:

$$i_{\text{вп}} = i_0 + \frac{c_0^2}{2}$$

$$i_{\text{вх.}} = 354915,75 + (10000/2) = 359915,75 \text{ Дж} = 359,15 \text{ кДж.}$$

де: i_0 – тепловміст повітря $= c_p * T = 1005 * 353,15 = 354915,75 = 354,915$ кДж/кг; c_0 – предільно допустима швидкість руху повітря.

Повна енергія 1 кг. газу (повітря) на виході з турбіни:

$$i_{\text{вп}} = i_2 + \frac{c_2^2}{2}. \quad i_{\text{вих.}} = 287535,75 + (10000/2) = 292535,75 = 292,535 \text{ кДж/кг.}$$

де: $i_2 = 1005 * 277,15 = 287535,75$ Дж/кг.

Розхід повітря через турбоохолодильник [1, с.313]:

$$G_{\text{сек}} = F_{\text{ср}} p_0 \sqrt{\frac{k}{k-1} \frac{2}{R' T_0} \left[\left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{2/k} - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, \quad G_{\text{сек}} = 5,746 * 0,761 \sqrt{(1,4/1,4-1)(2/24686800 * 247,068)(6,56/0,6)^{1,428} - (6,56/0,6)^{2,144}} = 4,372706 \sqrt{3,5 * 3,27095 * 30,4324 - 168,687} = 58,61 \text{ кг/сек. (без урахування втрат в трубопроводах).}$$

Розхід повітря з урахуванням втрат:

$$G_{\text{сек.факт.}} = 4,372706 \sqrt{3,5 * 3,27095 * 21,6722} - 101,32 = 52,97 \text{ кг/сек.}$$

де: P_0 – тиск повітря за соплами турбіни; R – головний вектор зовнішніх сил, діючий на даний об'єм повітря:

$$\bar{R} = G_{\text{сек}} (\bar{c}_2 - \bar{c}_0), \quad = 3840(11426,52 - 5000) = 24686800$$

Площа сечіння сопел турбіни:

$$F_{\text{с.кр}} = \frac{G_{\text{сек}} \sqrt{T_{00}}}{0,0404 p_{00} \mu_c}, \quad F_{\text{с.кр.}} = (3840 \sqrt{247,068}) / 0,0404 * 3,25 * 0,8 = 0,00005746 \text{ м}^2$$

Дійсний розхід повітря через турбіну:

$$G_{\text{сек}} = G_{\text{т}} \mu_c, \quad \text{де: } \mu - \text{ коефіцієнт розходу [1, с.317].}$$

$$G_{\text{сек}} = 4800 * 0,8 = 3840 \text{ кг/ч.} = 1,06 \text{ кг/сек.}$$

Скорість витоку повітря з сопел турбіни [1, с.316]:

$$c_{1\text{т}} = 1,4 \sqrt{i_0 - i_1}, \quad c_{\text{ист.}} = 1,4 \sqrt{359,15 - 292,535} = 11,42652 \text{ м/с.}$$

Холодопроизводительность турбіни ТХУ [1, с.313]:

$$Q = c_p G (t_0 - t_2'). \quad Q_{\text{турб.}} = 2750 * 4800 * (353,15 - 233,15) = 1584 \text{ МДж} = 440 \text{ кВт.}$$

где: c_p – удільний тепловміст; $t_0 - t_2$ – різниця температур.

Потрібна степінь зниження тиску повітря в турбіні ТХУ [38, с.176]:

$$\pi_{\text{ТХ}} = \left(1 - \frac{\Delta T_{\text{ТХ}}}{\eta_{\text{ТХ}} T_{\text{вхТХ}}}\right)^{-3,5} = \left[1 - \frac{1}{\eta_{\text{ТХ}} \left(\frac{T_{\text{вхТХ}}}{\Delta T_{\text{ТХ}}} + 1\right)}\right]^{-3,5} = 1 - (1/(0,8((233,15/120)+1))^{-3,5} = 5,96$$

де: $\eta_{\text{ТХ}}$ – ККД турбоохолодильника; $T_{\text{вхТХ}} = 233,15 \text{ К}$ – температура повітря на виході из ТХУ (276,15 К – після конденсатора).

ККД турбоохолодильника [14, с.119]:

$$\eta_{\text{ТХ}} = \frac{\Delta T_{\text{х}}}{(\Delta T_{\text{х}})_{\text{ад}}} = \frac{T_{\text{вх}} - T_{\text{вх}}}{T_{\text{вх}} - (T_{\text{вх}})_{\text{ад}}} = (353,15 - 277,15)/(353,15 - 233,15) = 0,83 = 83\%.$$

Температура повітря на виході з турбоохолодильника:

$$T_{\text{вх}} = T_{\text{вх}} \left[1 - \eta_{\text{ТХ}} \left(1 - \pi_{\text{ТХ}}^{\frac{k-1}{k}}\right)\right],$$

$T_{\text{вх.ТХ}} = 80 * 1 - 0,85(1 - (5,96)^{-0,28}) = +4,8^{\circ}\text{C} = 277,15 \text{ К}$. [38, с.167], де: $T_{\text{вх}} = 353,15 \text{ К}$ – абсолютна температура повітря на вході в турбіну; $\eta_{\text{ТХ}} = 0,6 \dots 0,85$ – термодинамічний ККД турбоохолодильника; $\pi_{\text{ТХ}}$ – степінь пониження тиску на турбіні (P_1/P_2); k - показник адиабати. Для повітря $k=1,4$. Отримане значення відповідає параметрам турбонасосної установки ВД-004В (РТЭ ТУ-204 Разд. 001 [55, с.33]), вихідна температура якої лежить в межах від +3 до +80°C;

Також приводяться формули для температури повітря на виході з ТХУ і іншими авторами:

$$T_2' = T_0 - \eta(T_0 - T_2) = T_0 - \eta \frac{L_0}{c_p} \quad (T_{\text{вх}})_{\text{ад}} = T_{\text{вх}} \left(\frac{P_{\text{вх}}}{P_{\text{вх}}}\right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad [1, \text{с.312}]. \quad [14, \text{с.118}].$$

Степінь пониження тиску в турбіні з урахуванням втрат [38, с.178]:

$$\pi_{\text{ТХ}} = \frac{P_{\text{компр}} - a(P_{\text{компр}} - P_{\text{каб}})}{P_{\text{каб}}}$$

$$\pi_{\text{ТХфакт.}} = (6,556 - 0,084(6,556 - 0,6))/0,6 = 10,09$$

де: $P_{\text{каб.}} = 0,6 \text{ бар}$ – тиск повітря в кабіні ЛА; $a = 0,084$ – коефіцієнт відносних втрат [38, с.253].

Степінь розширення повітря в турбіні:

$$\epsilon_{\text{ТХ}} = P_{\text{тр4}}/P_5 = 6,56/0,6 = 10,93, \text{ де: } P_5 \text{ – тиск за турбіною [5, с.175]:}$$

З урахуванням втрат: $\epsilon_{\text{ТХфакт.}} = 6,56/0,761 = 8,62$.

Коефіцієнт відносних втрат в турбіні:

$$a = \frac{\Delta p_1}{P_{\text{компр}} - P_{\text{каб}}}$$

$$a_{\text{отн.ТХ}} = 0,5(6,55 - 0,6) = 0,084 \text{ бар.}$$

де: $\Delta P_1 = 0,5 \text{ бар}$ – тиск гидравлічних втрат в системі; аеродинамічний спротив конденсатора по йго холодній лінії; $P_{\text{компр}} = 6,55 \text{ бар}$ – тиск в точці відбору повітря от компресора ТХУ; $P_{\text{каб.}} = 0,6 \text{ бар}$ – тиск в ГК [38, с.177].

Обобщений коефіцієнт втрат в ТХУ та в трубопроводах [38, с.178]:

$$a = \frac{\Delta p_1 + \frac{p_{\text{компр}}}{p_{\text{каб}}} \Delta p_2}{\left(1 + \frac{\Delta p_2}{p_{\text{каб}}}\right) (p_{\text{компр}} - p_{\text{каб}})}$$

$$\alpha_{\text{обобщ.ТХ}} = ((0,5+6,556/0,6)*0,5)/((1+0,5/0,6)(6,556-0,6)) = 0,523 \text{ бар.}$$

Повна потужність, що розвивається на валу турбіни:

$$N = L_T G \cdot N_{\text{ТХполн.}} = 0,14 * 4800 = 672 \text{ Вт/ч.}$$

де: L_T – удільна робота; $G = 0,1 \dots 4$ кг/с. – розхід газу через турбіну; $\Delta T_{\text{ТХ}} = 353,15 - 233,15 \text{ К} = 120 \text{ К}$ – перепад температур на турбіні; $c_p = 1013 \text{ Дж/(кг·град)}$ – удільна теплоємність сухого повітря при -40°C [18] [38, с.80].

Потужність ТХ [38, с.168]:

$$N = c_p G \Delta T_{\text{ТХ}}, \quad N_{\text{ТХ}} = 1013 * 4800 * 120 = 53488000 \text{ Вт} = 53488 \text{ кВт/ч.}$$

Робота, що здійснюється в ідеальному процесі розширення в турбіні [38, с.179]:

$$L = -\frac{k}{k-1} \frac{p_1}{\rho_1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = -\frac{k}{k-1} R T_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right],$$

$$24 * ((10,92)^{0,286} - 1) = -2724,88560 \text{ Дж} = -0,7569 \text{ Вт/ч.}$$

Приведений розхід охолоджуємого повітря:

$$\bar{m}_1 = \frac{m_1 \sqrt{T_{0T}}}{P_{0T}}, \quad = (3200 \sqrt{235,92}) / 3,25 = 151,2338 \text{ кг*К}^{0,5} / (\text{ч*кПа})$$

(отримане значення відповідає допустимим значенням від 3 кг до 320 кг),
де: $m_1 = 3200$ – масовий розхід охолоджуємого повітря в турбіні, кг/год.; $T_{0T} = 235,92 \text{ К}$ – температура тормозіння повітря на вході в турбіну; $P_0 = 325 \text{ кПа}$ – тиск тормозіння повітря на вході в турбіну, кПа [38, с.86].

Перепади температур на компресорі та турбіні:

$$\Delta T_K = \eta_{\text{мех}} \Delta T_{\text{ТХ}} = 0,85 * 120 = 102 \text{ К.}, \text{ де: } \eta_{\text{мех}} \text{ – механічний ККД турбоохолодильника [38, с.181].}$$

Тиск повітря за турбіною турбоохолодильника [5, с.174]:

$$P_5 = P_{\text{каб.}} + \Delta P_{\text{врс.}} = 756,342 + 5 = 761,342 \text{ кПа} = 0,761 \text{ бар.}$$

де: $\Delta P_{\text{врс.}}$ – втрати тиску в повітрерозподільчій сітці ГК = 5 кПа.

Перепад температури повітря при вході в турбіну турбоохолодильника:

$$\Delta T_{\text{ТХ}} = \eta_{\text{ТХ}} T_{\text{вхТХ}} \left(1 - \pi_{\text{ТХ}}^{\frac{k-1}{k}} \right), \quad = 0,8 * 80 (1 - (5,96)^{-0,286}) = +25,6^\circ\text{C} = 298,15 \text{ К.}$$

[38, с.233], де: $T_{\text{вхТХ}} = +80^\circ\text{C}$ (353,15 К) – температура повітря на вході в турбіну.

$$K_{\text{ТХ}} = \eta_{\text{ТХ}} \left(1 - \pi_{\text{ТХ}}^{\frac{k-1}{k}} \right) = \frac{T_{\text{вхТХ}} - T_{\text{выкТХ}}}{T_{\text{вхТХ}}} = \frac{\Delta T_{\text{ТХ}}}{T_{\text{вхТХ}}} = 120 / 298,15 = 0,40. \text{ [38, с.237].}$$

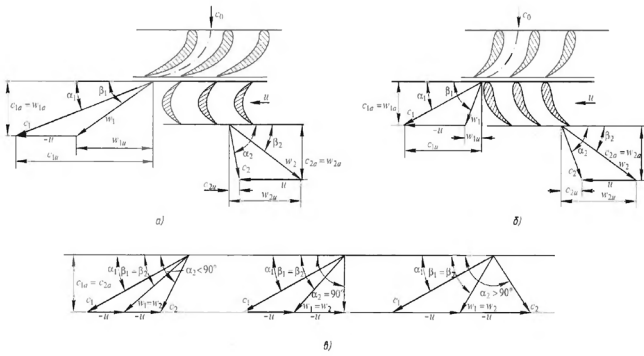


Рис. 3.7. Схема ступени турбіни:
 а – активна турбіна; б – реактивна турбіна; в – плани скоростей

[38, с.63].

Температура повітря, яке виходить з СКП при швидкості самолёту, яка дорівнює нулю:

$$T_{\text{ВЫХ}} = T_{\text{ВХ}} \pi_{\text{ТХ}}^{\frac{k-1}{k}}, \quad = +45 * 5,96^{-0,286} = + 27^{\circ}\text{C} = 300,15 \text{ К. [38, с.245].}$$

де: $T_{\text{ВХ}}$ – температура на вході в турбоохолодильник, при нульовій швидкості польоту дорівнює T_h ; де: $T_h = +45^{\circ}\text{C}$ (318,15 К) – температура атмосфери; максимально допустима температура експлуатації ЛА по РЛЭ ($H=0$ м.)

Для ідеальних СКП температура на виході з СКП не змінюється при зміні швидкості польоту самолёту [38, с.246]:

$$T_{\text{ВЫХ}} = T_h (1 + 0,2M^2) \left[\pi_{\text{ТХ}} (1 + 0,2M^2)^{\frac{k}{k-1}} \right]^{\frac{k-1}{k}} = T_h \pi_{\text{ТХ}}^{\frac{k-1}{k}}.$$

$$T_{\text{ВЫХ.h=0км}} = 318,15 * 5,96^{-0,286} = 300,15 \text{ К.} = +27^{\circ}\text{C.}$$

$T_{h12км} = -56^{\circ}\text{C} = 217,15 \text{ К.}$ – температура атмосфери по МСА на висоті [18].

$T_{\text{ВЫХ.h12км}} = 217,15 * 5,96^{-0,286} = -33,6^{\circ}\text{C} = 240,15 \text{ К.}$

де: $\pi_{\text{ТХ}}$ – ступінь пониження тиску повітря в турбоохолодильнику; $M=0,83$ - число Маха на висотах більш ніж 10400 м. [55, кн.1, с.10].

Оберти турбоохолодильника в режимі охолодження можуть досягати до 100 000 об/хв. для малих турбін [38, с.165], дуже важливо для забезпечення його ресурсних показників критичних обертів мати якомога менше [126, с.131].

Теоретичний холодильний коефіцієнт повітряної ХМ:

$$\epsilon_{\text{эл}} = \frac{T_x}{T_0 - T_x}.$$

$$\epsilon_{\text{теор.0км}} = 277,15 / (323,15 - 277,15) = 6,025.$$

де: $T_0 = 323,15 \text{ К}$ - температура в ГК до початку охолодження (підігріву); $T_x = 277,15 \text{ К}$ - температура холодного джерела (ТХУ). (Джерело формули: Мартыновский В.С. Анализ действительных термодинамических циклов. М., Энергия, 1972, с.106).

$\epsilon_{\text{теор.12км}} = 277,15 / (217,15 - 277,15) = 4,61.$

Коефіцієнт дійсної холодопродуктивності всієї СКП:

$$\epsilon_{\text{д}} = \frac{T_x - T_0 + \alpha_1 (T_0 - T_2)}{\frac{T_1 - T_x}{\alpha_2} - \alpha_1 (T_0 - T_2)}.$$

$$\epsilon_{\text{действ.0км}} = ((277,15 - 323,15) + 4,344(323,15 - 240,15)) / (($$

$$696,8-323,15)/0,523) - 4,344(323,15-240,15) = 0,888$$

$$\epsilon_{\text{действ.12км}} = ((277,15-217,15)+7,52(217,15-240,15))/((390,17-277,15)/0,523) - 7,52(217,15-240,15) = 0,52$$

Ступінь оберненості процесу розширення:

$$\alpha_1 = \frac{T_0 - T'}{T_0 - T_2}$$

де: T' – дійсна температура в кінці процесу розширення. $\alpha_{1h0км.} =$

$$(323,15-696,8)/(323,15-240,15) = 4,344$$

$$\alpha_{1h12км.} = (217,15-390,17)/(217,15-240,15) = 7,52$$

Ступінь термодинамічного совершенства циклу ПХМ:

$$\eta_{к. h12км.} = 4,61/0,52 = 8,86 \quad \eta_{к. h0км.} = 6,025/0,88 = 6,84.$$

4.3.1. Розрахунок параметрів повністю заторможенного потоку повітря.

Вхідна температура в ТХУ буде рівною температурі тормозіння:

$$T_{вх} = T^* = T_h (1 + 0,2M^2),$$

$$T_{вх.12км.} = 217,15 * (1 + 0,2 * 0,83^2) = 247,068 \text{ К} = -26,082^\circ \text{ С.}$$

(на висоті 12 км.) [38, с.245].

$T^* = 288,15 * (1 + 0,2 * 0,83^2) = 327,85 \text{ К} = +54,7^\circ \text{ С.}$ (на висоті 0 км.), де: $T_h = 288,15 \text{ К} = +15^\circ \text{ С.}$ – температура оточуючого повітря за стандартною атмосферою, при $H=0 \text{ м.}$ [18].

Ступінь пониження тиску повітря в турбіні збільшиться во стільки разів, во скільки збільшиться тиск тормозіння:

$$p^* = p_h (1 + 0,2M^2)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$= 19399 (1 + 0,2 * 0,83^2)^{-0,286} = 18681,237 \text{ Па} = 0,18 \text{ бар.}$$

де: $P_h = 19399 \text{ Па}$; M - число Маха [38, с.245] = 0,83 (РТЭ самолёту Ту-204-300. [55]).



Зовнішній вигляд турбоохолодильної установки самолёту Boeing 737. [68] [124].

4.4. Розрахунок компресору.

Компресор (compressor) - призначений для підвищення тиску повітря в основній лінії системи кондиціонування повітря. Включає в себе три елементи: вхідну улітку – для забору стисненого повітря від компресору двигуна літака, вихідну улітку – для виведення повітря високого тиску в СКП, колесо компресору – для підвищення тиску вхідного повітря [110, Модуль 3, с.9].

Потрібний тиск на вході в турбінку:

$$p_{\text{вхТХ}} = \pi_{1\text{Х}} (p_{\text{каб}} + \Delta p_2),$$

$$P_{\text{вх.ТХ}} = 5,96 (0,6+0,5) = 6,556 \text{ бар.}$$

де: $\Delta P_2 = 0,5$ бар – гидравлічний спротив розподільчої сітки на участку від виходу з турбоохолодильнику до кабіни ЛА – аеродинамічний спротив у трубопроводах повітрерозподільчої сітки [38, с.176].

Тиск в точці вибору повітря від компресору ТХУ з урахуванням втрат [38, с.177]:

$$p_{\text{компр}} = p_{\text{вхТХ}} + \Delta p_1.$$

$$P_{\text{компр.факт.}} = 6,556+0,5 = 7,056 \text{ бар.}$$

Робота, яка здійснюється в ідеальному процесі стиснення в компресорі [38, с.179]:

$$L = -\frac{k}{k-1} \frac{p_1}{\rho_1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = -\frac{k}{k-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right],$$

$$L_{0\text{км.}} = -0,28 * 457,9$$

$$* 8,31446261853 \text{ Дж} * (6,556/3,2)^{0,286} - 1 = -1066,013 * 1,29 - 1 = -309,144 \text{ Дж} = -0,085 \text{ Вт/год.}$$

$$L_{12\text{км.}} = -80,89 \text{ Дж} = -0,022 \text{ Вт/год.}$$

Температура повітря за компресором турбоохолодильнику:

$$T_{4\text{h}=0\text{км}} = T_3(1+\pi_{\text{компр.ТХ}}^{0,286}-1)/\eta_{\text{компр.ТХ}} = 457,9(1+1,2^{0,286}-1)/0,69 = 696,8 \text{ К} = +423,65^\circ\text{C.}$$

$$T_{4\text{h}=12\text{км}} = 255,55(1+1,2^{0,286}-1)/0,69 = 390,17 \text{ К} = +117,02^\circ\text{C, де: } \eta_{\text{компр.ТХ}} = 0,69 \text{ – КПД компресору турбоохолодильника; } \pi_{\text{компр.ТХ}} = 1,2 \text{ – ступінь стиснення у компресорі.}$$

4.5. Розрахунок вентилятору.

Вентилятор (Fun) – призначений для продувки забортним повітрям теплообмінників у вузлі попереднього охолодження. Має у своєму складі три елементи: вхідний патрубок – для всмоктування охолоджуючого забортного повітря; вихлопний патрубок – для збросу відпрацьованого повітря в атмосферу; лопасті вентилятору – слугують для приведення повітря в рух. Вентилятор підключений до продувочного тракту теплообмінників вузла попереднього охолодження та використовується для їхнього охолодження, в особливості на режимах стоянки та руління [110, Модуль 3, с.9].

Потужність приводу вентилятору [14, с.54]:

$$N_{\text{вен}} = \frac{W \Delta P_{\text{вп}}}{102 \eta_{\text{вен}}}, \text{ кВт, } N_{\text{вен.}} = 3200 * 1/102 * 0,6 = 52,28 \text{ кВт.}$$

де: $\eta_{\text{вен.}}$ – КПД вентилятору, для центробіжних = 0,5-0,6; $W = 3200$ – об'ємний видаток газового потоку; $\Delta P_{\text{вп}} = 1$ бар – гидравлічний спротив системи.

4.6. Теплообмінні апарати.

Системи охолодження ЛА – це спеціальні системи, які слугують для відводу тепла від енергосистем ЛА. Включають в себе теплоносії, пристрої для їх перекачки та теплообмінні апарати [24, с.290].

Теплообмінні апарати – це пристрої, в яких відбувається передача тепла від гарячих теплоносіїв до холодних [24, с.290]. А.Г.Кравченко визначає, що теплообмінним апаратом (теплообмінником) називається спеціальний агрегат, всередині якого відбуваються процеси теплопередачі від середовища з найбільшою температурою до

середі з найменшою температурою [32]. Теплообмінники забезпечують обмін теплом між середами з різною температурою [109, с.154]. Теплообмінник та пов'язані з ним клапани необхідні для того щоби довести температуру та тиск поступаючого повітря до таких показників, за яких може функціонувати турбохолодильник [32]. Антонова Н.В., Дубровін Л.Д., Єгоров Е.Е.: авіаційні теплообмінники характеризуються максимальною інтенсифікацією теплообміну, мінімальними габарітними розмірами та гідравлічним спротивом. Це обумовлює застосування тонкостінних елементів та призводить до ускладнення технології їх виготовлення [38, с.23] [32]. А.Л.Ємельянов: вимоги до компактності та потреба у зниженні маси кондиціонерів ЛА призводять до необхідності використання теплообмінників с оптимальною поверхнею [20, с.20].

Ефективність теплообмінника [38, с.24]:

$$\Pi = \frac{1}{w_{\min}} \int k_r dF = \frac{k_{r, \text{cp}} F}{w_{\min}}, \quad \Pi = (140 * 1,66) / 3 = 77,46 = 0,77$$

де: $k_{m, \text{cp}}$ – коэффициент тепловіддачі від одного теплоносі до іншого (75...140 Вт/(м²*К); $F = 1,66$ м² – площа теплообмінника; Π – число одиниць переносу теплоти; w_{\min} – водяний еквівалент (для авіаційних т/о $w_{\text{хол.}}/w_{\text{гор.}} = 2...3$).

Теплообмінники бувають декількох типів:

-повітре-повітряні теплообмінники (охолодження за рахунок зустрічного потоку повітря) [32].

-топливо-повітряні (охолоджуючий елемент - авіаційне паливо) [32] (див., на цю тему, наприклад, пат. на корисну модель № RU157968U1 від 2020 р. – запропонований повітрепаливний теплообмінник, що встановлений в прямому паливному трубопроводі після теплообмінників для охолодження систем літака) [91].

-випаровувальні (рос. испарительные) (вприск води або її суміші у повітряний потік) [32].

Повітре-випаровувальним теплообмінником (рос. воздушно-испарительный) (ПВТ)(рос. ВИТ) називається такий теплообмінник, в якому для підвищення його ефективності здійснюється вприск та випаровування крапель води, що різко знижує температуру продувочного повітря [5, с.247].

- повітре-рідинні (включають в себе повітряну та рідинну секції) [32].

4.7. Повітре-повітряні теплообмінники.

Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Єгоров відмічають, що охолодження повітря, відбираємого від компресору двигуна, відбувається за рахунок передачі теплоти до оточуючої атмосфери. Найбільш поширеним є компактний ППТ (рос. ВВТ) [38, с.26].

Установочна маса та займаємий об'єм ППТ [38, с.187]:

$$M_{\text{ТО}} = \gamma_{\text{ТО}} F_{\text{ТО}},$$

$$V_{\text{ТО}} = \beta_{\text{ТО}} F_{\text{ТО}}, \quad V_{\text{ТО}} = 3,5 * 1,66 = 5,81 \text{ м}^3$$

$M_{\text{ТО}} = 1,66 * 1,5 = 2,49$ кг., де: $\beta_{\text{ТО}}$ – удільний об'єм теплообмінника, який приходить на одиницю поверхні теплообміну (коefficient компактності) $\beta_{\text{ТО}} = 1,5...3,5$ дм³/м²; $\gamma_{\text{ТО}}$ – удільна маса теплообмінника. Для алюмінієвих сплавів = 1,0-1,5 кг/м².

Схема дії повітре-повітряного теплообмінника [109, с.154].

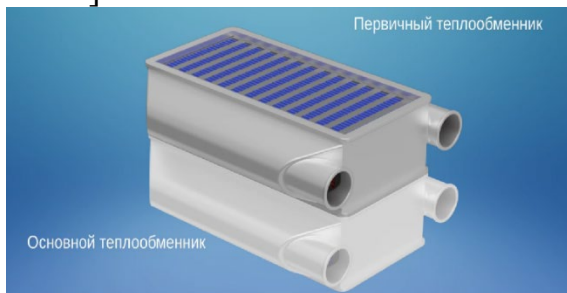
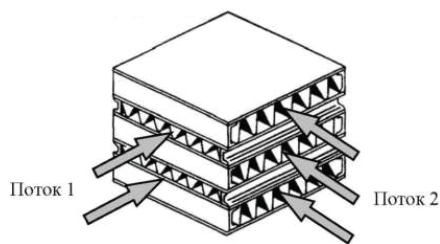


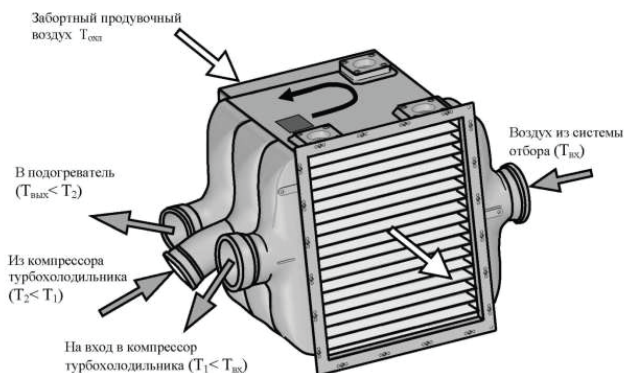
Схема узла предварительного охлаждения.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/673170/step/3?unit=671436> [110]).

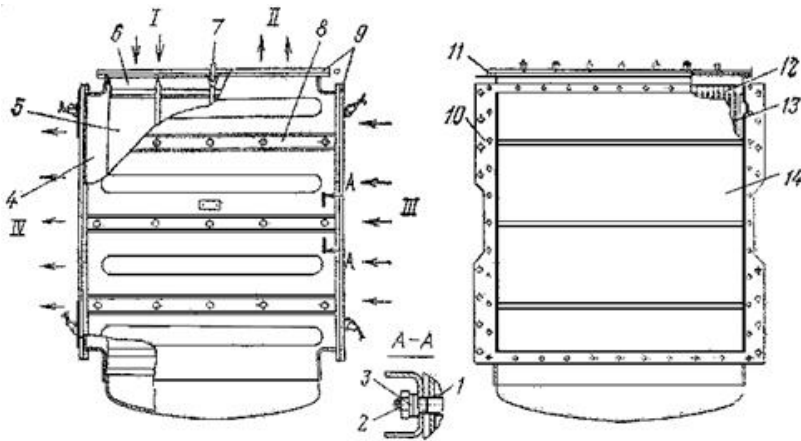
Первинний теплообмінник - пластинчато-ребристий теплообмінник перекрестно-точного типу, який має один хід, як по холодній, так і по горячій стороні. М.А.Кисельов, Ю.В.Петров відмічають, що у первинному теплообміннику охолоджується повітря, що поступає з підсистеми відбору. Далі охолоджене повітря подається на вхід компресора ТХУ [109, с.154]. Охолодження відбираемого від двигуна повітря здійснюється в повітре-повітряному теплообміннику повітрям з наружного контуру двигуна. Величина розходу охолоджуючого повітря, необхідного для підтримання за теплообмінником температури $200 \pm 10^\circ\text{C}$, регулюється пристроєм, що встановлений на теплообміннику (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.202]).

Основний теплообмінник - пластинчато-ребристий перекрестно-точного типу, який має два ходи по горячій стороні і один хід по холодній стороні [109, с.154]. Він охолоджує повітря, що поступає з компресору ТХУ. В якості охолоджуючої середовища первинний і основний теплообмінники використовують забортне повітря, що поступає через нерегулюємий воздухозабірник літака, що розташований в нижній частині підфюзеляжного обтікателю.

Приклади конструкції та розрахунків приведені в роботі: Чічіндаєв, А.В. Проектирование воздушно-испарительных теплообменников. Учебное пособие. – Новосибирск: Новосибирский государственный технический университет, 2017. – 58 с. Також, див. Чічіндаєв, А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Теоретические основы. ISBN 978-5-7782-3320-1. 2017р.



Принципова схема двійного повітре – повітряного теплообмінника [109, с.155].



Повітре – повітряний радіатор 4458Т: 1 -- распорна трубка; 2-- расчалка; 3 -- гайка; 4 -- корпус; 5 -- трубка; 6 -- рамка; 7 -- шпилька; 8-- профіль; 9---транспортна заглушка; 10, 11-- фланці; 12, 13 -- гофровані пластини; 14 -- охолоджуюча секція; I-- вхід охолоджуючого повітря; II-- вихід охолоджуючого повітря; III -- вхід продувочного повітря; IV -- вихід продувочного повітря [113].

Величина розходу продувочного повітря через теплообмінники пристрою охолодження регулюються в польоті повітрязабірником з електромеханізмом, який забезпечує задану температуру повітря перед компресором турбоохолодильника. Задання температур залежить від режиму роботи установки охолодження та може змінюватися від $+50^{\circ}\text{C}$ до $+150^{\circ}\text{C}$. Зменшення задання температури відбувається при появі команди на зменшення вихідної температури при наявності сигналу зачиненого положення регулюючої заслінки обвідної лінії компресора. Підвищення задання температури відбувається при появі команди на зрісте вихідної температури незалежно від положення регулюючої заслінки. На землі при обжатій стійці шасі повітрязабірник повністю відкривається. Вихідна температура регулюється в межах від $+3\pm 1^{\circ}\text{C}$ до $+50\pm 3^{\circ}\text{C}$ при включеному рециркуляційному вентиляторі и до $+70^{\circ}\text{C}$ - при виключеному вентиляторі заслінкою обвідної лінії компресору. Задання температури формується блоком управління температури в залежності від фактичного теплового навантаження салонів та кабіни екіпажу. На висотах польоту нижче 8 км. регулювання вихідної температури виконується з урахуванням обмеження мінімальної температури $+3^{\circ}\text{C}$ перед вологовідділювачем, яка заміряється датчиком температури. Вихідна температура заміряється після підмісу рециркуляційного повітря в ежекторі основним датчиком температури та резервним датчиком (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-051. [55, с.409]).

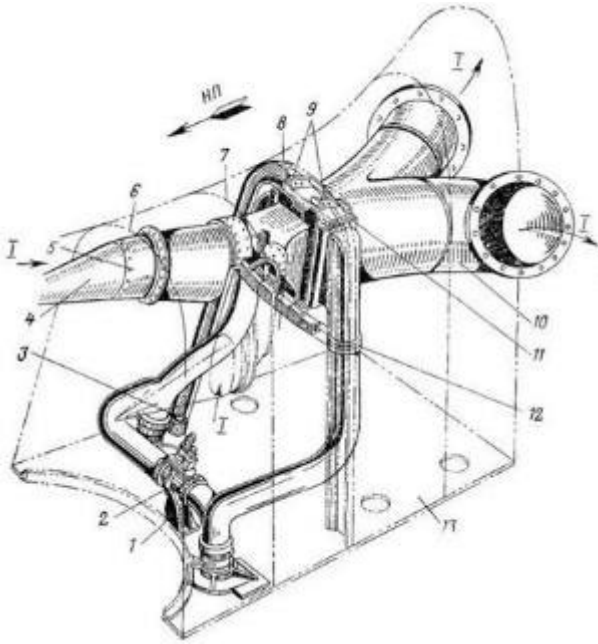


Схема установки первинного повітряно-повітряного радіатора 4487Т: 1 -- кронштейн; 2 -- заслінка 4602; 3-- воздухопровід системи противообледеніння; 4 -- щелевий забірник; 5 -- вхідний канал продувочного повітря; 6, 7, 8--шп. № 70, 71, 72; 9 -- вушки; 10 -- вихідний канал продувочного повітря; 11 -- ВВР 4487Т; 12 -- хомут; 13 -- форкіль; I -- потік атмосферного повітря [113].



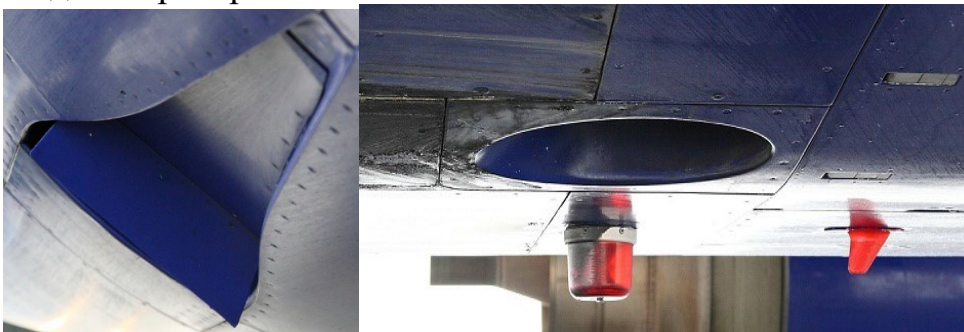
Два прямокульні теплообмінники (повітряно-повітряні радіатори) сребристого кольору самолёту Boeing 737 [120] [124].



Воздухозаборник повітряно-повітряного радіатора (ВВР) в крилі Ту-154 [118].

Згідно пат. № RU2120586, №UA19602AC1 від 1994р., теплообмінник виконаний в вигляді кільцевого модуля, розміщеного між компресором та центробіжним детандером ТХУ, та який з'єднаний з компресором через диффузор та до центробіжного детандеру через його

вхідний пристрій.



Вхідний та вихідний отвори для продувочного повітря літака Boeing 737 [124].

Згідно пат. № RU 2482027 С2. від 2013 р., канал подачі охолоджуючого повітря може бути виконаний у вигляді каналу для набігаючого потоку повітря [100]. Отвір подачі охолоджуючого повітря виконується по стандарту NASA (National Advisory Committee for Aeronautics, Національний консультативний комітет по авіації)

[100][57][50]. Канал подачі охолоджуючого повітря може містити дифузор. Під час польоту повітряного судна охолоджуюче повітря, яке поступає до каналу подачі охолоджуючого повітря через отвір подачі охолоджуючого повітря, проходить зі швидкістю потоку, що замідлюється в області дифузору. Охолоджуюче повітря, яке нагріте після проходження через теплообмінники охолоджуючого елемента, можна використати, наприклад, для прогріву допоміжної двигунної установки, розміщеної в хвостовій частині повітряного судна [100]. Патент № RU 2489322 С2 від 2013 р. системи охолодження повітряного судна зазвичай містять воздухозабірники, які передбачені в області наружної обшивки повітряного судна, які служать для того, щоб подавати повітря з оточуючої середи в якості охолоджуючої середи в систему охолодження повітряного судна. Охолоджуюче повітря, нагріте в результаті відбору теплоти від охолоджуємих пристроїв на борту повітряного судна, як правило, повертається в оточуючу середу крізь отвори для випуску повітря, передбачені в області наружної обшивки повітряного судна. Однак, воздухозабірники та отвори для випуску повітря в наріжній обшивці підвищують аеродинамічний спротив и тим самим - розхід палива. Системи охолодження повітряного судна, які постачаються охолоджуючим повітрям через повітрезабірники набігаючого потоку повітря, мають високі втрати тиску, внаслідок того, що потужність охолодження обмежується максимальним об'ємним потоком приточного повітря через повітрезабірники набігаючого потоку повітря, а також мають відносно велику вагу [103]. Як вказано у пат. № RU2449925С2 від 2012 року, динамічна складаюча потоку повітря, потрапляючого в повітрезабірник, в диффузорі перетворюється в статичний надлишковий тиск. Цей надлишковий тиск присутній на вході теплообмінника та на вході до розподільчої магістралі, внаслідок чого забезпечується подача охолоджуючого повітря до теплообмінника та до теплонавантажених компонентів повітряного судна [57]. Автори пат. № RU 2499744 від 2012 р. запропонували пристрій та засіб для охолодження відпрацьованого повітря СКП ЛА. Канал набігаючого повітря зазвичай состоїть з впускного каналу, дифузора, гумового шлангового з'єднувача, можливі полості з підвищеним тиском в каналі набігаючого повітря та впускного каналу набігаючого повітря. Теплообмінник и полость з підвищеним тиском в системі подачі свіжого повітря встановлені між полосттю з підвищеним тиском каналу набігаючого повітря та впускним каналом набегаючого повітря с вентилятором ВХМ. Під час польоту наріжний потік поступає в канал набігаючого повітря через впускний канал набегаючого повітря. Деяка динамічна частина сукупного тиску перетворюється в статичну частину в дифузорі (потік уповільнюється). Таким чином, створюється надлишковий статичний тиск (відносно тиску, оточуючого літак), який називається тиском набігаючого повітря на вході теплообмінника. Циркуляцією охолоджуючого повітря керують дві рухливі, з'єднані між собою заслінки каналу впуску набігаючого повітря. Впускний канал набігаючого повітря оснащений тільки однією заслінкою. Відкрита заслінка впускного каналу набігаючого повітря створює вакуум в впускному каналі в результаті циркуляції наріжного повітря. Цей вакуум впливає на масовий потік охолоджуючого повітря через теплообмінник. Холодне набігаюче повітря, яке проходить крізь теплообмінник по каналу впуску набігаючого повітря нагрівається до такої ступені, що температура відпрацьованого повітря на випуску може складати до +200°C. Під час польоту це

гаряче відпрацьоване повітря може поступати на поверхню ЛА за рахунок наріжного потіку. Невбачаючи на охолодження наріжним потіком, температура на вуглепластиковій конструкції ЛА може досягати +160°C. Міцність сучасних вуглепластиків може бути кількісно визначена до діапазону температур від 100°C до 120°C. Навантаження, які вищі за цей діапазон температур, можуть призводити до руйнування матеріалу. Поточне рішення по зниженню температури на випуску пропонує «охолоджуючу плівку», яка подібно подушці холодного повітря лежить між гарячим наріжним повітрям та поверхнею ЛА. Джерелом охолоджуючої плівки є повітря вентиляції, яке надходить з окремого впуску набігаючого повітря. Охолоджуюча плівка вибірково направляє під потіком відпрацьованого повітря. Основний недолік цього принципу є в тому, що після руйнування охолоджуючої плівки, наприклад, в результаті дії стороннього тіла або маневрів ЛА в польоті, коробка крила може перегріватися, так як бортова СКП все ще працює [50].

Температура повітря на виході з первинного теплообмінника (висота 0 км.):

$$T_{3h0km.} = T_1 - \eta_{at1}(T_1 - T_2) = 473,15 - 0,5(473,15 - 463,46) = 457,9 \text{ K} = +184,75^\circ\text{C}.$$

де: $\eta_{at1} = 0,5 \dots 0,85$ - теплова ефективність повітре-повітряного теплообмінника; $T_2 = T^*$ - температура продувочного повітря, поступаючого зі второго одноступінчатого контуру в теплообмінник [5, с.174].

Температура охолоджуємого повітря на виході з первинного теплообмінника (на висоті 12 км.):

$$t_{r2} = t_{x1} + (1 - \eta_{TO})(t_{r1} - t_{x1}). \quad T_{3h12km.} = 217,15 + (1 - 0,85)(473,15 - 217,15) = 255,55 \text{ K} = -17,6^\circ\text{C}.$$

де: $t_{x,1} = -56^\circ\text{C} = 217,15 \text{ K}$ – температура холодного теплоносія (продувочного повітря); $t_{r,1} = +200^\circ\text{C} = 473,15 \text{ K}$ – температура гарячого теплоносія; $\eta_{TO} = 0,85$ – термічний ККД первинного та вторинного теплообмінників [38, с.174, с.241].

$$T_{3h12km.} = 217,15 + (1 - 0,5)(473,15 - 217,15) = 345,15 \text{ K} = +72^\circ\text{C}, \text{ при } \eta_{TO} = 0,5.$$

Температура повітря за вторинним теплообмінником (висота 0 км.):

$$T_{a0km.} = T_3 - \eta_{at2}(T_3 - T_6) = 457,9 - 0,6(457,9 - 296,15) = 360,85 \text{ K} = +87,7^\circ\text{C}.$$

$$T_{a12km.} = 255,55 - 0,6(255,55 - 296,15) = 231,19 \text{ K} = -41,96^\circ\text{C}.$$

де: $\eta_{at2} = \eta_{AT1}$, $T_6 = T_0$. для регенеративного теплообмінника; $\eta_{AT2} = 0,5 \dots 0,6$; $T_6 = T_k + (2 \dots 3)^\circ\text{C}$ - температура повітря, подаємого з кабіни на вхід апарату; T_k - температура повітря в кабіні [5, с.175].

Температура повітря на виході з основного теплообмінника:

$$T_{5h0km.} = T_4 - \eta_{ввт2}(T_4 - T_6) = 696,8 - 0,5(696,8 - 296,15) = 278,97 \text{ K} = +5,82^\circ\text{C}.$$

$$T_{5h12km.} = 390,17 - 0,5(390,17 - 296,15) = 343,16 \text{ K} = +70,01^\circ\text{C}.$$

Коефіцієнт втрат на тертя повітря в теплообміннику:

$$\zeta = \frac{\Delta P_{тр}}{\left[\rho \frac{V^2 L}{2 d_3} \right]},$$

$$\xi = 0,5 / (0,26(10000/2) * (1,25/0,237)) = 7,29$$

де: V - середньорозхідна швидкість теплоносія в каналі теплообмінника; L - довжина каналу теплообмінника; ρ – щільність теплоносія; d_3 – еквівалентний діаметр каналу; ΔP – втрати тиску.

Температура стінки теплообміннику в будь-якому сечінні [24, с.307]:

$$T_{jw} = T_j + \frac{k_l \Delta T_j}{\alpha_j U_j} = 1,28 + (25 * 5,12) / 100 * 5,15 = +152^\circ\text{C} = 425,15 \text{ K.}$$

де: T_j – середня по периметру стінки, що омивається теплоносієм; $U_j = 5,15$ м.– обігріваний периметр стінки; $\alpha_j = 100$ Вт/м²°С – коефіцієнт тепловіддачі; $k_j = 25$ Вт/(м² · К) – коефіцієнт теплопередачі алюмінія до повітря.

4.8. Призначення та конструкція теплообмінника-конденсатора.

Теплообмінником-конденсатором (Condensor) - називається теплообмінник в СКП типу «петля», який встановлюється на виході з турбіни турбохолодильника [5, с.238].



Схема конденсаторного блока.
(джерело зображення:

<https://stepik.org/lesson/674125/step/3?unit=672560> [110]).



Теплообмінна секція конденсатору.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/674125/step/3?unit=672560> [110]).

Температура повітря на вході в гарячий тракт конденсатору:

$T_{7h=0km} = T_4 - \eta_{ввт2}(T_4 - T_6)(1 - \eta_{конд.}) - \eta_{конд.}(T_4 - T_9) = 696,8 - 0,5(696,8 - 296,15)(1 - 0,4) - 0,4(696,8 - 299,16) = 563,61 \text{ K} = +290,46^\circ\text{C}$, де: $\eta_{конд.} = 0,4$ – КПД теплообмінника-конденсатора; $T_9 = 299,16 \text{ K}$ (+26,01°С) – попередньо задане значення температури повітря перед теплообмінником-регенератором.

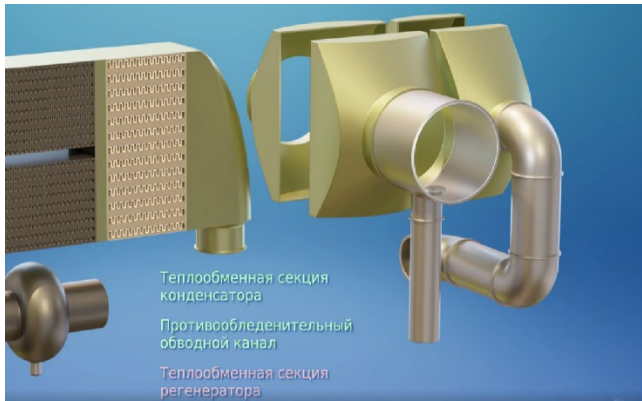
$T_{7h=12km} = 390,17 - 0,5(390,17 - 296,15)(1 - 0,4) - 0,4(390,17 - 299,16) = 325,26 \text{ K} = +52,11^\circ\text{C}$.

Температура T_5 на виході з петлі конденсатору [38, с.237]:

$T_{кондh=0km} = T_4 - \eta_{ввт2}(T_4 - T_6) = 696,8 - 0,5(696,8 - 296,15) = 287,9 \text{ K} = +14,75^\circ\text{C}$. где: $\eta_{ввт2} = 0,5$;

$T_{кондh=12km} = 390,17 - 0,5(390,17 - 296,15) = 343,16 \text{ K} = +70,01^\circ\text{C}$.

Приклади конструкції та розрахунку наведені в роботі А.В.Чічиндаєва «Тепломассообменные аппараты. Проектирование теплообменника-конденсатора».

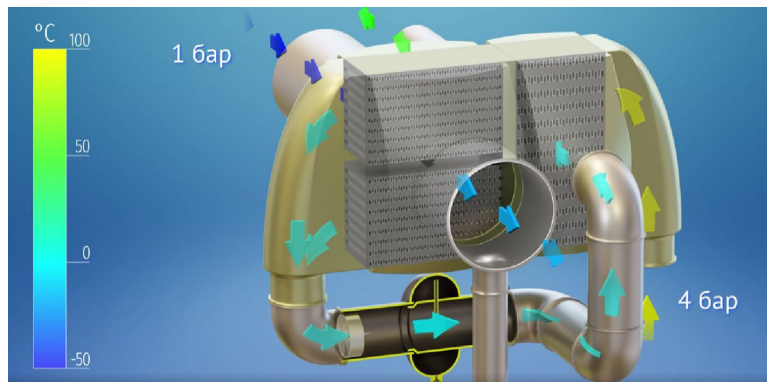


Будова конденсатору.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/674125/step/3?unit=672560> [110]).



Схема вологовіддільвача. (джерело зображення <https://stepik.org/lesson/674125/step/3?unit=672560>) [110].



Принцип роботи конденсаторного блоку.

(джерело зображення:

<https://stepik.org/lesson/674126/step/3?unit=672561> [110]).

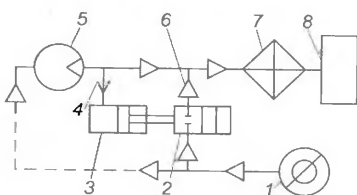
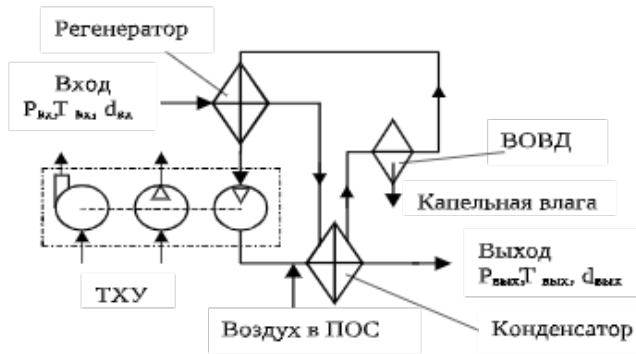


Рис. 2.12. Схема противообледенительной системы конденсатора в СКВ самолета А-310:

1 – отбор воздуха высокого давления от двигателя; 2 – запорный клапан; 3 – цилиндр пневматического управления; 4 – сигнальная линия давления; 5 – турбоохладитель; 6 – противообледенительная линия подмеса горячего воздуха; 7 – конденсатор; 8 – гермокабина

[38, с.36].

А.А.Голіков: механічний засіб осушення вологого повітря связан з видаленням з нього вологи, яка сконденсувалась в результаті здійснення тих термодинамічних процесів, реалізація яких веде до пониження точки роси. [107, с.193].



Підсистема висадження вологи на високому тиску.

(джерело зображення: <https://stepik.org/lesson/674127/step/2?unit=672562> [110]).

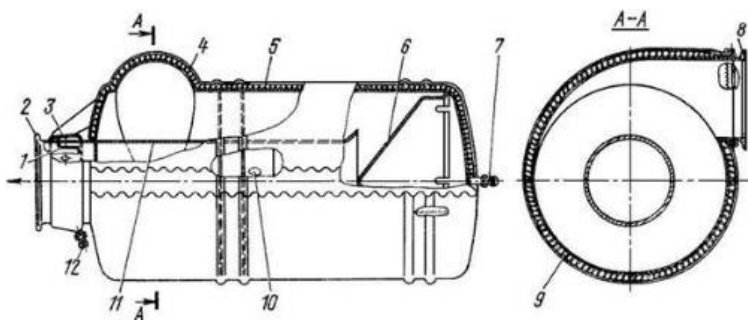
4.9. Елементи спеціального призначення.

4.9.1. Заслінки регуляторів температури повітря в гермокабині.

В.Ф.Шмиров: особливістю регуляторів витрати повітря є те, що вони працюють на навантаження – установку кондиціонування повітря зі змінним гідравлічним опором, що залежить від режиму експлуатації літального апарату (зима-літо, висота польоту, кількість тепловиділень в герметичній кабіні), тобто при незмінній величині витрати тиск за дроселюючим пристроєм регулювання може змінюватися в широкому діапазоні [126, с.127-128].

4.9.2. Вологовідділювач.

Це пристрій для відділення вологи, що знаходиться у вільному стані, з потоку повітря, що подається в кабіну (відсік) самолёту (вертольоту) (п.24 ГОСТ 22607-77). Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Єгоров: при польоті літака на малій висоті у повітрі, що поступає до ГК, після того, як воно пройде теплообмінник та турбоохолодильник, волога міститься в парообразному та у крапельному стані. Для видалення крапельної вологи в СКП використовуються вологовідділювачі [38, с.92]. Також див. патент №СА2350978С від 2000 р.



Вологовідділювач Ту-154: 1 -- вологоуловлювач; 2-- вихідний патрубок; 3 -- водоотбійна манжета; 4-- облицювальна тканина АЗТ; 5 -- вібропоглинаючий матеріал СКЛ-25; 6 -- стікатель; 7, 12 -- штуцер; 8 -- вхідний патрубок; 9 -- теплозвукоізоляція АТМ-3; 10-- корпус; 11 – труба [113] [60, с.101].

Температура сухого повітря на виході з турбіни турбоохолодильника:

$$T_{5\text{ВЫХ.ТХсух.}} = T_4[1 - \eta_{\text{ТХ}}(1 - \varepsilon_{\text{ТХ}}^{-0,286})] = 696,8(1 - 0,83(1 - 8,62^{-0,265})) = +54,489^\circ\text{C} = 327,15 \text{ К.}$$

Температура вологого повітря $T_{5\text{ВЛ.}}$ за турбіною турбоохолодильника [5, с.175]:

$$r(d_4 - d_{\text{Н5}}) = c_p(T_{5\text{ВЛ.}} - T_{5\text{ВЫХ.ТХсух.}}) = 2500(12,739 - 29,46) = -41,802 = 1005(18,444 - 54,489) = -36,225^\circ\text{C} = 237,15 \text{ К.}, \text{ де: } r = 2500 \text{ кДж/кг} - \text{теплота пароутворення води при } 0^\circ\text{C}; d_4 - \text{вологоміст зовнішнього повітря: для висоти } 0 \text{ км. (при } +15^\circ\text{C)} = 12,739 \text{ гр/м}^3; \text{ для висоти } 12 \text{ км.} = 0 \text{ гр/м}^3.$$

Вологовміст насиченого повітря за турбіною на вході в конденсатор:

$d_{H5} = 0,622P_{H5}/(P_5 - P_{H5}) = 0,622 * 0,0061 * 10^{4,0495} / (761,342 - 68,36437) = 42522 / (761,342 - 68,36437) = 61,361 \text{ г/м}^3$, де: $P_{H5} = 0,0061 * 10^A = 0,0061 * 10^{4,0495} = 68,36437 \text{ кПа}$ - тиск водяних парів. $A = 7,5t_{5\text{вл}} / (237 + t_{5\text{вл}}) = 7,5 * 278,15 / (237 + 278,15) = 4,0495$.

де: $t_{5\text{вл}}$ - розрахункове значення температури повітря $T_{5\text{вл}}$. с точністю $\pm 0,5 \text{ }^\circ\text{C}$ повинне співпадати з потребуємим значенням температури на виході з системи охолодження.

Вміст крапельної вологи в повітрі за турбіною:

$$d_{K5} = d_a - d_{H5} = 12,739 - 17,48 = 4,74 \text{ г/м}^3$$

$$d_{K5\text{общ.}} = 5,776 \text{ г/м}^3$$

Вміст вологи в повітрі за вологовідділювачем у вигляді пари:

$$d_{n7} = d_{n5} = d_{H5} = 18,515 \text{ г/м}^3$$

Кількість крапельної вологи в повітрі за вологовідділювачем:

$d_{K7} = d_{K5} (1 - \eta_{\text{вд}}) = 5,776 (1 - 0,92) = 0,462 \text{ г/м}^3$, де: $\eta_{\text{вд}} = 0,92 \dots 0,96$ - коефіцієнт вологовідділення вологовідділювачем низького тиску [5, с.177].

Кількість води, яка повинна випаруватися для отримання заданих параметрів повітря [38, с.214]:

$$g_{\text{неч.}} = G(d_2 - d_1), \text{ г/ч.} = 4800(0,08 - 0,0613) = 89,76 \text{ гр/год.}$$

де: $G = 4800$ – кількість повітря, подаваного для вентиляції, кг.; $d_1 = 0,06$ – значення вологовмісту в началі процесу зволоження; $d_2 = 0,08$ – значення вологовмісту в кінці процесу зволоження.

Потребуємий запас води в системі водопостачання літака для роботи всіх підсистем СКП при крейсерському польоті:

$G_{\text{вод.}} = g * n * \tau = 0,08976 * 2 * 7,6 = 1,3643 \text{ л.}$, де: n - число підсистем СКВ; $\tau = 7,6 \text{ год.}$ - розрахунковий час польоту самолета на крейсерській висоті на максимальну дальність при середній швидкості польоту 550 км/год.

Вологовміст насиченого повітря за турбіною:

$d_{*11} = 0,622 \cdot \frac{P_{*11}}{P_{11} - P_{*11}} = 0,622(68,36437/2800 - 68,36437) = 5,30 \text{ г/м}^3$, де: $P_{*11} = 2800 \text{ Па}$ - тиск насичення водяної пари при температурі виходу повітря з турбіни при $P_{\text{вых.}} = 0,761 \text{ бар.} = 570,79 \text{ мм.рт.ст.}$

Вологовміст насиченого повітря на вході в повітрерозподільчу сіть:

$d_{*12} = 0,622 \cdot \frac{P_{*12}}{P_{12} - P_{*12}} = 0,622(2,33/756,342 - 2,33) = 0,46899 \text{ г/м}^3$ [38, с.220].

де: $P_{*12} = 2,33 \text{ кПа}$ - тиск насичення водяної пари при температурі $+20^\circ\text{C}$.

Відносна вологість повітря в кабіні літака (система з рециркуляцією кабінного повітря) [5, с.178]:

$$\varphi_k = \frac{P_x(d_{12} + d_{*2}) \cdot 100}{(0,622 + d_{12} + d_{*2}) \cdot P_{\text{нх}}} = \frac{756,342 * (468,99 + 18,630) * 100 / (0,622 + 18,630 + 468,99) 2339}{32,29} = 0,32\%.$$
 (для кількості осіб на борту літака - 162 чол. Для кількості осіб - 161 ч. $\varphi_{\text{каб.}} = 32,38$.)

Отримана розрахункова вологість задовольняє вимогам АП и FAR (від 20 до 60%).

4.9.3. Зворотній клапан лінії підмісу.

Слугує для попередження зворотнього витіку повітря з гермокабіни або з протилежної лінії підмісу при отключенні одної или обох ліній підмісу. Скадається з корпусу, двох поворотних ствірок, вісі навісу ствірок, двох пружин, двох стоек крєпління клапану [51, с.40].

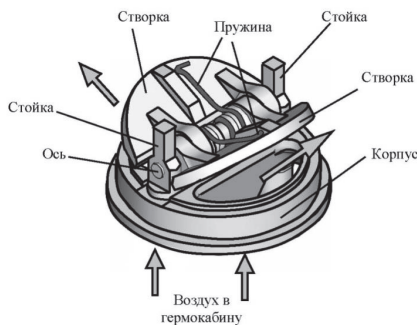


Схема СКП з рециркуляційним повітрям описана у пат. № RU 2608195 С2. від 2017 р. фанцузьської фірми «Турбомека»: завданням цього винахіду є спосіб рекуперації енергії в ЛА, який обладнаний пасажирським салоном з повітряним потіком, який

регулюється по тиску та температурі за допомогою системи кондиціонування повітря (ECS), яка має компресор навантаження, та допоміжною генерацією потужності. Спосіб заключається в том, щоби коли ЛА знаходиться на землі, в так званому «наземному режимі», теплову енергію, яка розсіюється допоміжною силовою установкою, рекуперують теплообмінником на рівні її випуску для забезпечення циклу рекуперативного турбокомпресору для створення додаткової механічної енергії до допоміжноі силової установки; коли ЛА знаходиться на висоті, в так званому «висотному» режимі, коли повітря в салоні має достатню степінь тиску наддуву, тій же турбокомпресор, який приводиться до руху, частково повітрям, рекуперованим на виході з салону, потім нагрітий за допомогою теплообміну на рівне випуску, производить доповнення до ститскання компресора навантаження турбіни для забезпечення степіні стиснення, потребуємої для роботи СКП (ECS) [92].

4.9.4. Фільтри СКП.

В.С.Чупалов визначає, що атмосферний пил – это набір частиць різноманітного походження, складу, форми та розмірів та з різним електричним зарядом поверхні [77, с.10]. В повітрі присутні мікроорганізми у вигляді вірусів, бактерій, дрожжів, грибків, спор плесені [77, с.17]. Для зниження активності мікроорганізмів необхідно знижувати вологість повітря [77, с.21].

Ефективність повітряних фільтрів:

$$E = \frac{N_0 - N}{N_0} \cdot 100\%,$$

де: N – вміст пилу по масі; N_0 – вміст пилу по кількості частинок в об'ємі повітря [77, с.26].

Спротив тканини фільтру по ходу газового потіку [14, с.52]:

$$\Delta P_{\phi} = m \frac{\rho W}{S},$$

де: ρ – щільність газового потіку; W – об'ємний розхід потіку; S – поверхня тканини фільтру; m – коефіцієнт. Для бумазеї = 0,024-0,03.

Див на цю тему пат. № RU 2472569 С2 від 2013р. «Фільтр-пилогоуловлювач частиць та аерозолів». Винахід відноситься до фільтрів в присторях очищування повітря, що призначений для використання в авіації, та включає в себе вхідний патрубок для забрудненого повітря, вихідний патрубок для очищеного повітря та касету с фільтруючими елементами, в якій в лобовому шару розташований

муллітокремнеземистий картон, а в замикаючому шарі розташований гідрофобний цеоліт. Конструкція фільтру забезпечує можливість спрощеної періодичної регенерації фільтру, збільшення строку експлуатації фільтру та пожежебезпечність фільтру [83].

4.10. З'єднальні трубопроводи СКП.

Трубопроводи КСКП забезпечують подачу повітря від двигуна, ВСУ або від наземного кондиціонера та його розподілення по споживачам, зв'язок агрегатів между собою, зброс повітря из гермокабіни, а також пневматичне живлення агрегатів САРД.

В залежності від призначення трубопроводи СКП поділяються на:

- трубопроводи гарячого повітря;
- вентиляційні трубопроводи;
- трубопроводи малих діаметрів СКП и САРД;
- трубопроводи збросу повітря з гермокабіни.

Трубопроводи гарячого повітря є найбільш навантаженими, так як по ним подається повітря з високою температурою та тиском. Розташовані трубопроводи в негерметичних відсіках літака (на двигуні, в пілонах, в носках крил, під центропланом, у відсіках СКП и ВСУ). Частина трубопроводу відбору повітря від ВСУ між шпангоутами № 46-76, а також трубопроводи системи регулювання температури в районі шпангоутів № 46-48 розташовані в герметичній зоні. Трубопроводи системи відбору повітря від двигунів, виготовлені з нержавіючої сталі 12Х18Н9Т. Трубопроводи системи відбору та подачі повітря виготовлені з титанового сплаву ПТ-7М. Трубопроводи системи регулювання температури виготовлені з алюмінієвого сплаву. Трубопроводи гарячого повітря складаються зі сварних прямошовних раскатних патрубків та ізігнутих колін, до яких приварюються приєднальні об'єктовані або точені фланці. Застосовуються також фланці під болтове з'єднання та під телескопічне з'єднання в трубопроводах системи регулювання температури. Застосовуються також трубопроводи-трійники. До складу трубопроводів системи відбору повітря від двигуна та системи відбору та подачі повітря входять вварні шарові компенсатори, які забезпечують кутову компенсацію. Ущільнення в цьому компенсаторі досягається за допомогою графітового кільця, яке притискується пружинним кільцем. В компенсаторах системи відбору та подачі повітря, працюючих при температурі не більш ніж +250°С, встановлюється пружинне кільце з гумовим чохлам (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.101]). Трубопроводи гарячого повітря з'єднуються між собою та з агрегатами жорсткими фланцевими та рухливими з'єднаннями (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.102]). Всі трубопроводи гарячого повітря теплоізолювані. Основним елементом теплоізоляції титанових та сталевих трубопроводів є теплоізоляційний матеріал АТМ-3-20, обтиснений до товщини 10 мм, облицюваний в залежності від температури тканиною АТОМ-2 до 230°С та тканиною КТ-11 вище 250°С. (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.113]). Вентиляційні трубопроводи працюють при температурі до +85°С та при надлишковому тиску до 200 мм вод. ст. та встановлені в основному в герметичних відсіках. К вентиляційним трубопроводам відноситься також трубопровід продувочного повітря установки охолодження.

Застосовуються три типи вентиляційного трубопроводу:

- трубопроводи круглого сечіння, що виготовлені з прорезиненої тканини, намотаної на капронову спіраль;
- трубопроводи (короби) складного сечіння, що виготовлені виклейкою з стеклотканини з металевими відводними патрубками та з елементами кріплення;
- трубопроводи з алюмінієвого сплаву, цільнотянуті або зварної конструкції, які состоять з уніфікованих елементів (фланці, стакани, проставки) та патрубків з постійним чи перемінним сечінням.

У вентиляційних трубопроводах використовуються наступні типи з'єднань:

- з'єднання металевими проставками;
- з'єднання гумовими рукавами чи гумотканевими компенсаторами;
- жорстке з'єднання за допомогою фланців.

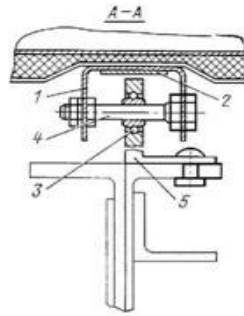
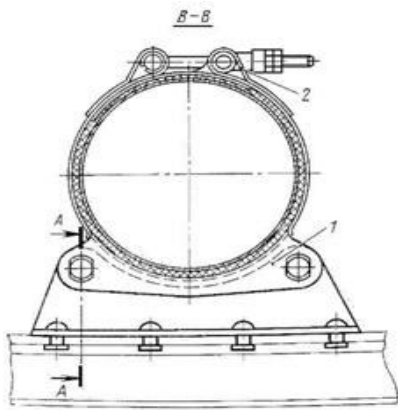
Гнучкі трубопроводи, що виготовлені з прорезиненої тканини, круглого сечіння, з'єднуються металевими проставками. Трубопроводи, які мають на кінцях гумові стакани, надіваються на проставки та затискуються хомутами. Також з'єднуються гнучкі трубопроводи з роздаючими насадками. Металеві трубопроводи круглого сечіння з'єднуються між собою за допомогою гумотканевого компенсатору з одним чи двома гофрами. Компенсатори приклеєні до металевих фланців та з'єднуються з фланцями трубопроводу хомутами аналогічно з'єднанняю трубопроводів гарячого повітря з алюмінієвих сплавів або надіваються на трубопроводи та закріплюються стяжними хомутами. (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.113]). Трубопроводи збросу повітря з гермокабіни літака Ту-204-300 працюють при від'ємному тиску до 0,7 кгс/м² та встановлюються за предохранним клапаном САРД в ниші передньої опори шассі (шпангоут № 9) та за випускними клапанами САРД в районі шпангоутів № 30-31 и 67-68 по правому борту. Трубопроводи виготовлені з алюмінієвого сплаву АМГ-3М товщиною 2 мм та состоять з патрубка постійного чи перемінного сечіння, фланця з направляючими лопатями за допомогою якого трубопровід закріплюється болтами до обшивці літака и фланця, до якого закріплюється хомутом предохранний чи выпускний клапани [55, с.113].

Вибір матеріалу трубопроводу: повітрепроводи з температурою стінки до +200°С виготовляються з алюмінієвого сплаву, а вище +200°С – зі сплаву з нержавіючої сталі [14, с.50].

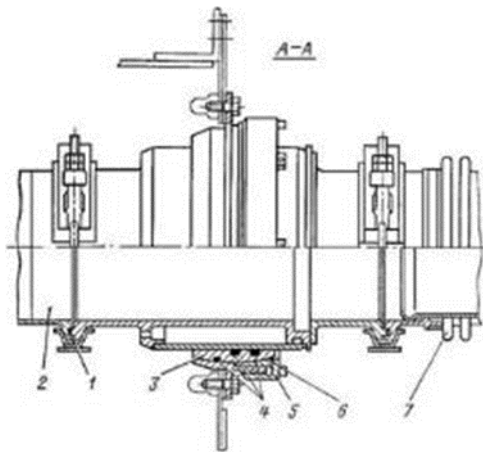
Характеристики участков магистрали СКВ

Параметр	Участок системы		
	от компрессора до пер- вичного узла охлаждения	от ВВГ до ТХ	от ТХ до кабин и внутри кабин
Температура, °С	150...600	50...200	-40...+15
Давление, МПа	0,2...2,6	0,2...0,9	0,20...0,04
Материал	X18H9T	OT4, АМг	АМг, АМц, неметаллы

[38, с. 95].



Рухливе кріплення повітрянорівня Ту-154: 1 - скоба; 2 -- хомут; 3 -- підшипник; 4 -- болт; 5 -- кронштейн [113] [60, с.106].



Спеціальний з'єднальний пристрій повітрянорівня Ту-154: 1 -- прокладка; 2 -- патрубок гарячого повітря; 3 -- сферичне кільце; 4 -- кільця герметизації; 5 -- накидна гайка; 6 -- клин; 7 -- компенсатор [113][60, с.106].

Розрахунок:

Вибір потрібного сечіння воздухопроводу (горячая лінія):

$$S_i = \frac{G_{ni}}{v_v \rho_v},$$

$$S_{i\text{гор.}} = F_{\text{гор.}} = 3600/100 * 0,26 = 0,138461 \text{ м}^2$$

= 13,84 мм², де: G = 4800 – розхід повітря через трубопровід, кг/с; v – максимально дозволена швидкість руху повітря по трубі, вне кабін - до 100 м/с, в кабінах пасажирських літаків v = 15...20 м/с; [14, с.50]; ρ_{v,гор.} = P/RT = 32000/287*426,15 = 0,26 кг/м³ – щільність повітря (при температурі повітря +153,34°C); ρ_{v,хол.} = 32000/287*233,15 = 0,478 кг/м³

Потрібний діаметр трубопроводу (гарячая лінія):

$$d_{\text{гор.}} = \sqrt{4 * F / \pi} = \sqrt{4 * 0,138461 / 3,14} = 0,237 \text{ м} = 237 \text{ мм.}$$

Втрати тиску в трубопроводі холодного повітря:

$$\Delta P_m = \sum_{i=1}^n \xi_i \frac{\rho v^2}{2};$$

$$\Delta P_{\text{мхол.}} = 1,567(0,478 * 100^2) / 2 = 3754,13 \text{ Па} = 0,0375 \text{ бар.}$$

де: ξ_i – коефіцієнт місцевих спротивів:

$$\Delta P_{\text{мгор.}} = 1,567(0,26 * 100^2) / 2 = 2037,1 \text{ Па} = 0,0203 \text{ бар.}$$

Потрібна площа поперечного сечіння трубопроводу (холодная лінія) знаходиться з формули [38, с.185]:

$$G = \rho c F, \quad S_{i\text{хол.}} = F_{\text{хол.}} = 3600/100 * 0,478 = 29,3877 \text{ мм}^2 = 0,029 \text{ м}^2$$

Потрібний діаметр трубопроводу (холодна лінія):

$$d_{\text{хол.}} = \sqrt{4 * F / \pi} = \sqrt{4 * 0,029 / 3,14} = 0,343 \text{ м.} = 343 \text{ мм.}$$

Потрібна товщина стінки циліндричної труби трубопроводу гарячої лінії:

$$\delta = \frac{P \cdot (d_2 + m)}{1,333 \cdot \sigma_m \cdot \chi}$$

$$\delta_{\text{гор.}} = 4,5 (0,237+0,0003)/1,333 \cdot 300 \cdot 0,9 = 0,00296 \text{ м.} = 2,96 \text{ мм.}$$

Потрібна товщина стінки циліндричної труби трубопроводу холодної лінії:

$$\delta_{\text{хол.}} = 0,761(0,34+0,0003)/1,333 \cdot 180 \cdot 0,9 = 0,001199 \text{ м} = 1,1994 \text{ мм.}$$

де: P – тиск повітря в трубі; m=0,0003 – відхилення по діаметру; $\chi=0,9$ - коефіцієнт, враховуючий відхилення по товщині стінки труби; $\sigma_v = 180$ МПа предел короткочасної міцності матеріалу труби – сплав АМГ-3; d – внутрішній діаметр труби, мм.

Маса одного погонного метра труби (гаряча лінія) [38, с.186]:

$$M_{\text{п.м}} = \pi(D - \delta)\delta\rho_{\text{ст}}, \quad M_{\text{п.м.гор.}} = 3,14((0,237+0,108)7860 \cdot 0,0013 = 11,069 \text{ кг/1 пог.}$$

м.

де: $M_{\text{п.м.}}$ – маса одного погонного метра труби, кг/м; D – зовнішній діаметр труби, м.; δ – товщина стінки труби, м.; ρ – щільність матеріалу труби, кг/м³ (сталь – 7860 кг/м³, алюмінієві сплави – 2500...2800 кг/м³, титан – 4500 кг/м³).

Маса одного погонного метра труби (холодна лінія):

$$M_{\text{п.м.хол.}} = 3,14(0,34-0,0024)2800 \cdot 0,0024 = 7,12 \text{ кг/1 пог. м.}$$

Зміна довжини труби холодної лінії при її нагріві:

$$\Delta l = \alpha \Delta T L_0, \quad \Delta l_{\text{хол.}} = 0,000235 \cdot 15,2 \cdot 0,07 \cdot 0,2 \cdot 1,6 = 0,0008 \text{ м.}$$

[38, с.186]. где: $\alpha = 0,000235$ (1/Град) – коефіцієнт лінійного температурного розширення матеріалу труби, 1/°C; $\Delta T_{\text{хол.}} = 20-4,8 = 15,2^\circ\text{C}$ – різниця між початковими і кінцевими значеннями температури; $L_0 = 0,2d \cdot 1,6\text{м.}$ – початкова довжина труби, равная шагу установки температурних компенсаторів.

$$\Delta l_{\text{гор.}} = 0,00017 \cdot 195,2 \cdot 0,237 \cdot 0,2 \cdot 1,6 = 0,025\text{м.}$$

де: $\Delta T_{\text{гор.}} = 200-4,8 = 195,2^\circ\text{C}$; Для сталі корозійно-стійкої жароміцної 12Х18Н9Т $\alpha = 17 \cdot 10^6$ 1/Град. Див. ГОСТ 25054-81 «Поковки из коррозионно-стойких сталей и сплавов».

Втрати тиску в основній (кабінній) лінії на ділянці схеми від компресору двигуна до турбіни турбохолодильнику:

$$\Delta P_{1-4} = \Delta P_{\text{AT1}} + \Delta P_{\text{AT2}} + \Delta P_{\text{впр}} = 0,08+0,08+0,12(0,6) = 0,232 \text{ бар.}, \text{ де: } \Delta P_{\text{AT1}}, \Delta P_{\text{AT2}} - \text{аеродинамічні спротиви повітре-повітряних теплообмінників, приблизно приймається: } \Delta P_{\text{AT1}} = \Delta P_{\text{AT2}} = (0,03...0,08)P_1; \Delta P_{\text{впр}} = (0,05...0,12)P_1 - \text{аеродинамічний спротив повітрепроводів ВПР на розглянутій ділянці основної лінії [5, с.173].}$$

При проектуванні слід керуватися ОСТ 1 00034-72. Як зазначено у п.1, даний стандарт встановлює величини номінальних наріжних діаметрів трубопроводів для систем життєзабезпечення літаків, які включають в себе підсистеми: - кислородную; - наддуву та вентиляції спеціального спорядження; Згідно п.2, наріжні діаметри трубопроводів повинні вибиратися з наступного ряду: 1; 2; 3; 4; 5; в; 8; 10; 12; 14; 16; (18); 20; (22); 25; (28), 32; 40; (45); 50; (56); G3; (70); 80; (90); 100 мм. Примечание. Указанные в скобках диаметры применяют только в технически обоснованных случаях [8].

Авторами пат. № RU 2383472 С2 фірми «Airbus GmBH» від 2010 року був запропонований повітрепровод для кондиціонування повітря в ПС, який подає повітря, особенности в діапазоні температур от -55°C до $+85^\circ\text{C}$ и при навантаженні

вследствие разности тиску відносно тиску в кабине повітряного судна, не превышающей ± 500 гПа. Повітрепровод виготовляється из вспіненого пластика и/или плотного пластика, а одна наружная сторона повітрепроводу и/или одна внутренняя сторона повітрепроводу має покриття, по меньшей мере, с одним линейным армирующим элементом, що предназначенным для армирования, по меньшей мере, на певних отрезках. Повітрепровод по винаходу имеет малу вагу та високий рівень надежности против прогиба, или прочность на изгиб, на всех отрезках повітрепроводу. Використання вспененного пластика для виготовлення повітрепроводу робить ненужной дополнительную обшивку повітрепроводу изолирующим материалом для уменьшения потерь тепла, поскольку вспененный пластик, выполняет и теплоизолирующие функции. Щільний пластик представляє собою терморективный пластик и/или термопластичный полимер, в особенности пленку из поливинилиденфторида или других жаропрочных материалов. вспененный пластик представляє собою терморективный пластик и/или термопластичный полимер, в особенности вспененный полиимид или вспененный полиэтилен [99].

Авторами пат. № RU 2092742 С1 от 1997г. предложен «Раздаточный короб системы кондиционирования повітря летательного аппарата», который обеспечивает равномерную раздачу повітря, эффективно во всем объеме кабины при равномерных полях температуры и скорости, следовательно, повышается уровень комфорта в кабине (отсеке) [95].

Авторами пат. № RU 2430855 від 2007 р. предложен «Рамный элемент, система кондиционирования повітря воздушного судна и способ установки рамного элемента в воздушном судне». При установке СКВ в воздушном судне обычной практикой является присоединение каналов для отвода воздуха СКВ к трубопроводам, так называемым вентиляционным стоякам, которые проходят в зоне конструкции воздушного судна от каналов для отвода воздуха СКВ ВС, размещенных под пассажирским салоном, до отверстий для выпуска воздуха, предусмотренных на внутренних компонентах воздушного судна и выходящих в салон. После укладки вентиляционных стояков внутренние компоненты воздушного судна прикрепляются к конструкции ВС, а вентиляционные стояки присоединяются к отверстиям для выпуска воздуха, предусмотренным на внутренних компонентах. Обычно отверстия для выпуска повітря располагаются над местами размещения пассажиров и поэтому выполняются, например, в потолочных панелях салона воздушного судна. Поскольку вентиляционные стояки, а также внутренние конструктивные детали должны позиционироваться и крепиться по отдельности, установка таких компонентов требует больших временных затрат и поэтому является чрезвычайно дорогостоящей операцией. Задачей настоящего изобретения является обеспечение рамного элемента для использования в СКВ ВС и способа установки рамного элемента, который обеспечивает простую и быструю установку вентиляционных стояков. Предпочтительно, рамный элемент выполнен с возможностью присоединения к конструкции ВС с помощью винтів [85].

Автором пат. № RU128694 від 2013 р. запропоноване фланцевое соединение, содержащее, по крайней мере, два кільцевих упругих фланца с продольным сечінням в форме крюка, загнутого внутрь трубопровода, контактирующих наружными поверхностями и стянутых, по крайней мере, одним хомутом, содержащее внутреннее

центрирующее кільце с бортиками и междуфланцевую прокладку, установленную в центрирующее кільце, при цьому фланці встановлені на бортики внутрішнього кільця з упором в радіальному напрямку. Технічним результатом є підвищення герметичності фланцевого з'єднання. Технічний результат досягається за рахунок забезпечення більш точної соостности, посредством установки фланців на бортики внутреннего центрирующего кільця и установкой междуфланцевой прокладки, которая компенсирует дефекты контактирующих поверхностей фланце [94].

4.11. Призначення та будова змішувача.

Ежектор-змішувач повітря вузла рециркуляції. В ньому відбувається змішування холодного повітря с рециркуляционным повітрям, задля того, щоб підвисити температуру повітря, що подається до ГК. Для боротьби з льодом та інеєм передбачена подача гарячого повітря від компресору ГТД з температурою +200°С [38, с.272] [4, с.178].

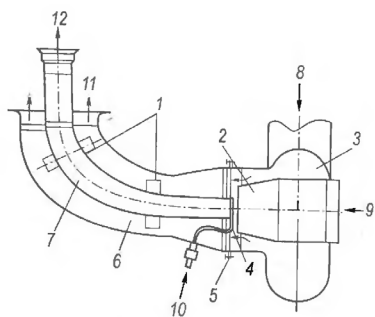


Рис. 11.7. Устройство эжектора узла рециркуляции:

1 – ребра крепления трубопровода; 2 – сопло; 3 – улитка; 4 – распылитель горячего воздуха; 5 – болт; 6 – камера смешения; 7 – трубопровод подачи воздуха в кабину экипажа; 8 – подача воздуха из салонов и подпольной части; 9 – подача холодного воздуха от установки охлаждения СКВ; 10 – подача горячего воздуха; 11 – подача воздуха в коллектор холодного воздуха; 12 – подача воздуха в кабину экипажа [38, с.272].

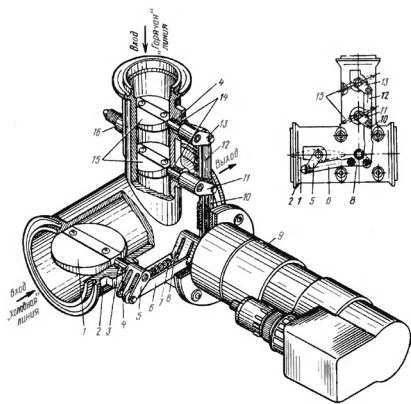
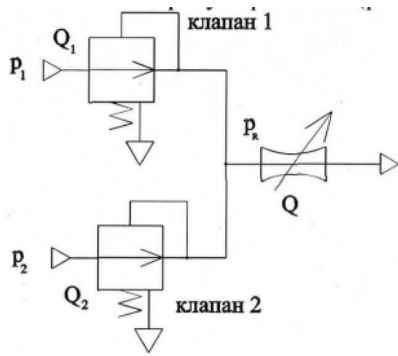


Рис. 4.2. Смеситель воздуха с электромеханизмом:

1 – заслонка "холодной" линии; 2 – корпус; 3, 14 – ось; 4 – втулка; 5, 11, 13 – пружины; 6, 10, 12 – тяга; 7 – пружина; 8 – качалка; 9 – электромеханизм; 15 – заслонка "горячей" линии; 16 – дренажный штуцер

[38, с.91].

А.А.Волков: структурна схема системи підмісу містить редукційний клапан, який підтримує постійний перепад тиску між виходом редукційного клапана та салоном. Функціонально-необхідним елементом є регулятор потоку зі зворотнім зв'язком по температурі повітря в трубопроводах подачі повітря в салон [56, с.9].

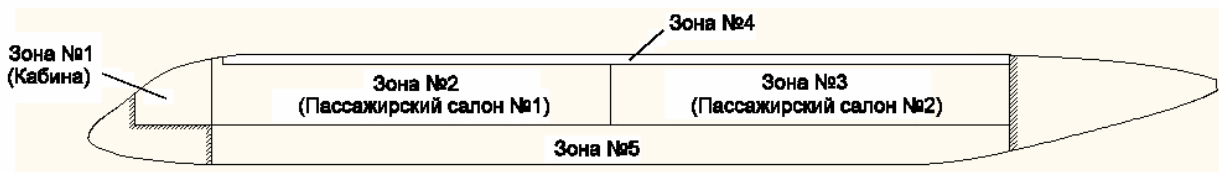


Структурна схема системи підмісу [56, с.9].

Розділ 5. РОЗРАХУНКОВІ ПАРАМЕТРИ СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ НА ПАСАЖИРСЬКОМУ ЛІТАКУ.

5.1. Дослідницька частина.

З метою розрахунків проводиться розбивка літака на зони: [9, с.44].



Найбільш общим случаем с точки зрения уравнения теплового баланса являются так называемые обитаемые зоны, т.е. кабины или пассажирские салоны, поскольку в них могут присутствовать все составляющие суммарного теплового потока, характерного для летательного аппарата [9, с.45].

5.2. Визначення теплового навантаження.

Рівняння теплового балансу кабіни: $Q_{СКВ} = Q_{ПОСТ} - Q_{ПТР}$, де: $Q_{ПОСТ}$, $Q_{ПТР}$ – суммарні теплоприпливи та тепловтрати кабіни.

При дефіциті холоду (режим охолодження кабіни) $Q_{ПОСТ} > Q_{ПТР}$ - тепловий баланс позитивний. При дефіциті теплоти (режим обігріву кабіни) $Q_{ПОСТ} < Q_{ПТР}$ - тепловий баланс від'ємний [9, с.15].

Рівняння теплового балансу для кабін та для відсіків:

$$\pm Q_{СТ} \pm Q_{ОБ} + Q_{Л} + Q_{С} \pm Q_{ИНФ} \pm Q_{СКВ} = 0. \quad [38, с.101], \text{ де: } Q_{СТ} - \text{тепловий потік}$$

від стінок; $Q_{ОБ}$ – тепловий потік від обладнання; $Q_{С}$ – тепловий потік від осклених ділянок ГК; $Q_{ИНФ}$ – тепловий потік від інфільтрації; $Q_{Л}$ – тепловий потік від людей; $Q_{СКВ}$ – теплоприпливи, які отримуються з повітрям, що поступає з СКП.

Для режиму крейсерського польоту (12 км.): $Q_{КРЕЙС.} = -1,41 \text{ Вт.} + 33,5 \text{ кВт/ч} + 17,3 \text{ кВт} + 4,27 \text{ Вт/ч} + 355 \text{ Вт.} + (-15,4 \text{ кВт}) + 7,6 \text{ кВт} + 142,5 \text{ Вт} + (-3508,20 \text{ Вт/ч.}) + 189 \text{ Вт} + 21 \text{ Вт} + 7,3 \text{ кВт/ч.} = 31,93216 \text{ кВт/ч.}$

Для наземного режиму (вдень): $Q_{НАЗ.Д.} = 2,8 \text{ кВт.} + 33,5 \text{ кВт/ч} + 17,3 \text{ кВт} + 4,27 \text{ Вт/ч} + 355 \text{ Вт.} + 2,1 \text{ кВт} + 7,6 \text{ кВт} + 142,5 \text{ Вт} + 189 \text{ Вт} + 21 \text{ Вт} + 7,3 \text{ кВт/ч.} (-172,05 \text{ Вт}) = 81541,45 \text{ Вт} = 81,5 \text{ кВт/ч.}$

Для наземного режиму (вночі): $Q_{НАЗ.Н.} = 2,8 \text{ кВт.} + 33,5 \text{ кВт/ч} + 17,3 \text{ кВт} + 4,27 \text{ Вт/ч} + 355 \text{ Вт.} + 7,5 \text{ кВт} + 7,6 \text{ кВт} + 142,5 \text{ Вт} + 189 \text{ Вт} + 21 \text{ Вт} + 7,3 \text{ кВт/ч.} (-172,05 \text{ Вт}) = 76539,22 \text{ Вт} = 76,5 \text{ кВт/ч.}$

Для режиму набору висоти: $Q_{\text{наб.}} = 2,8 \text{ кВт} + 33,5 \text{ кВт/ч} + 17,3 \text{ кВт} + 4,27 \text{ Вт/ч} + 355 \text{ Вт} + 8,84 + 7,6 \text{ кВт} + 7,3 \text{ кВт/ч} + 142,5 \text{ Вт} + 189 \text{ Вт} + 21 \text{ Вт} (-172,05 \text{ Вт}) = 77879,72 \text{ Вт} = 77,8 \text{ кВт/ч}$.

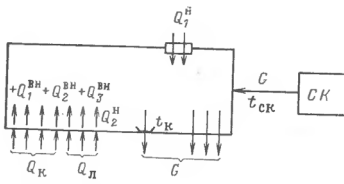


Рис. 5.7. Схема теплового баланса кабины:
 $Q_1^{\text{вн}}$ — тепло, выделяемое пассажирами; $Q_2^{\text{вн}}$ — тепло, выделяемое различными изделиями, размещенными в кабине; $Q_3^{\text{вн}}$ — тепло, выделяемое изделиями системы кондиционирования; $Q_1^{\text{н}}$ — тепло, вносимое в кабину через остекление вследствие радиации Солнца и Земли; $Q_2^{\text{н}}$ — тепло, поступающее в кабину через стенки от внешней оболочки; Q_4 — тепло, поступающее к внешней обшивке кабины от пограничного слоя воздуха; Q_5 — тепло, поступающее к внешней обшивке кабины вследствие радиации Солнца и Земли

[1, с.127].

Г.І.Воронін приводить наступні рівняння теплового балансу в кабіні:

$$c_p G (t_k - t_{с.к.}) = \sum_i Q_i^{\text{вн}} + \sum_i Q_i^{\text{н}}, \quad (5.1)$$

- где G — расход воздуха, поступающего в кабину, в кг/с;
 c_p — теплоемкость этого воздуха при постоянном давлении в Дж/кг °С;
 $Q_1^{\text{вн}}$ — тепло, выделяемое людьми, находящимися в кабине, в Вт;
 $Q_2^{\text{вн}}$ — тепловыделение изделий, размещенных в кабине, в Вт;
 $Q_3^{\text{вн}}$ — тепловыделение изделий системы кондиционирования, соприкасающихся с кабинным воздухом, в Вт;
 $Q_1^{\text{н}}$ — тепло, вносимое в кабину через остекление вследствие радиации Солнца (и Земли для спутников), в Вт;
 $Q_2^{\text{н}}$ — тепло, передаваемое через стенки кабины от ее внешней оболочки, нагреваемой пограничным слоем и радиацией Солнца и Земли и др., в Вт;
 t_k — температура воздуха в кабине в °С;
 $t_{с.к.}$ — температура воздуха, подаваемого в кабину системой кондиционирования, в °С.

[1, с.114].

5.3. Визначення теплового потоку від системи кондиціонування.

Кількість теплоти, що вноситься до кабіни з подаваним повітрям:

$Q_{\text{СКВ}} = c_p G_{\text{СКВ}} (T_{\text{вх}} - T_{\text{вых}})$, $= 1005 * 4800 * (293,15 - 283,15) = 48240000 \text{ Дж} = 482,4 \text{ кДж} = 13400 \text{ Вт/год.} = 13,4 \text{ кВт/год.}$, де: c_p — теплоємність сухого повітря при 20°C = 1005 Дж/кг·град [41]; $G_{\text{СКВ}} = 4,8 \text{ т/год.}$ - розхід подаваного повітря; $T_{\text{СКВ}} = +10 \text{ °C}$ — температура повітря, що подається в кабину; $T_{\text{каб}} = +20 \text{ °C}$ — середня температура повітря в кабіні [38, с.104].

Кількість тепла, заносимого з повітрям в кабину з КСКП:

$$c_p G_{\text{п}} t_{\text{п}}^{\circ} = c_p G_{\text{х0}} t_{\text{х0}}^{\circ} + c_p G_{\text{т}} t_{\text{т}}^{\circ} \quad [14, \text{с.175}].$$

$Q_{\text{СКВ2}} = 1005 * 10 * 4000 + 1005 * 4000 * 20 = 120600000 \text{ Дж} = 120,6 \text{ МДж.} = 33500 \text{ Вт/год.} = 33,5 \text{ кВт/год.}$

де: $t_{\text{п}}^{\circ}$ — температура повітря на вході в ГК = +10°C; $t_{\text{х0}}^{\circ}$ — температура повітря в ГК = +20 °C; $G_{\text{п0}}$ — встановившася подача повітря до ГК = 4800кг/ч. c_p — теплоємність сухого повітря при +10°C = 1005 Дж/кг*град [41].

5.4. Визначення теплового потоку від обладнання.

Система охладження РЭА забезпечує автономне охладження радіоелектронної апаратури в польоті і на землі (РТЭ Ту-204 [55, Разд. 21, с.5]).

Склад обладнання:

Потужність радіостанції HF-900 – 542 Вт, маса 18,32 кг. [79, с.97].

Потужність радіостанції VHF-4000 – 138 Вт, маса -2,04 кг [79, с.97].

Потужність системи супутникового зв'язку «Аеро-Міні-М» - 40 Вт, маса – 9,8 кг [79, с.98].

Потужність системи передачі даних та автоматичного виклику CMU-400 – 13,5 Вт, маса – 2,12 кг.

Потужність апаратури внутрішнього зв'язку «АВСА-МВЛ» - 65 Вт, маса – 15,42 кг.

Потужність бортового пристрою відтворення компакт-дисків – 30 Вт, маса – 16,5 кг.

Потужність комплексного пульта управління радіосистемами RTU-4420 -18 Вт, маса -1,3 кг.

Потужність системи попередження зіткнення літаків TCAS-2000 – 540 Вт.

Потужність апаратури радіотехнічної системи ближньої навігації (РБСН) -1,5 кВт.

Потужність радіодальноміра DME/P-85 – 2 кВт.

Потужність обчислювальної системи самольотоводіння ВСС-100 – 30 Вт.

Потужність пічки для підігріву їжі (4 шт.) – 3750 Вт [79, с.13].

Потужність кофіварки (4 шт.) – 1500 Вт [79, Розд. 25, с.13].

Потужність ЖК-монітора -17 Вт., кол-во -16 шт., загальна маса – 27,4 кг.

Потужність системи зв'язку - 27 Вт. [79, Розд. 23, с.10].

Потужність боргової відеосистеми «Етюд» - 30 Вт, маса – 5,5 кг.

Потужність боргової музикальної розважальної системи «Муза» – 50 Вт, маса – 42,88 кг.

$Q_{об.}$ – тепловий потік від іншого обладнання, розташованого всередині кабіни (лампи, світлові панелі, вентилятори і т.п.).

$Q_{осв.} = \beta \cdot \Sigma \cdot N_{осв.пр.} = 1382,4 \cdot 0,6 = 829,44$ Вт [79]. де: β – коефіцієнт, що враховує частку теплоти, яка передається у вищерозташоване приміщення, приймають: для світильників, розташованих на стелі, $\beta = 0,4 \dots 0,6$.

Світильники пасажирського салону – 24 шт., в кожному по 2 лампи СМ28-4,8-1.

Потужність однієї лампи - 4,8 Вт (РТЭ Ту-204. [55, с.]).

Потужність електровентилятора витяжки повітря з побутових приміщень – 700 Вт.

Кількість – 2 шт. (РТЭ Ту-204. [55, Розд. 21, с.295]).

При розрахунках вважаємо, що все обладнання працює одночасно.

$$Q_{об.} = \sum N_i (1 - \eta_i), \quad Q_{об.} = Q_{РЭО} + Q_{осв.} = 1574,5 + 829,44 = 2403,94 \text{ Вт.} = 2,4$$

кВт., де: N_i – споживаєма потужність окремого пристрою обладнання, працюючого одночасно; $\eta_i = 0,9$ – КПД i -го пристрою [79];

$Q_{РЭО}$ – тепловий потік від радіоелектронного обладнання (бортові радіолокаційні станції, обчислювальні машини, навігаційне обладнання і т.п.) [38, с.105];

$$Q_{РЭО} = (542 + 138 + 40 + 13,5 + 6000 + 272 +$$

$$540 + 700 + 65 + 30 + 18 + 3750 + 50 + 27 + 30 + 1500 + 2000 + 30)(1 - 0,9) = 15745,5 \cdot 0,1 = 1574,5$$

$$\text{Вт/год.} = 1,57 \text{ кВт/год.}$$

5.5. Тепловий потік від обладнання при невстановившемся режимі (разогрів):

$$\Delta Q_{\text{об. неуст}} = \sum c_i M_i \frac{dT_i}{dt},$$

$$\Delta Q_{\text{об. неуст.}} =$$

$$(5,5+27,4+1,3+15,42+2,12+9,8+2,04+18,32) * 1400 * (323,15/3600) = 10292,3275 \text{ Дж} = 2,8589798611 \text{ Вт/год.}$$

де: c_i – ефективна теплоємність обладнання данного типу = 1400 Дж/(кг·К) – це теплоємність гетінакса печатних плат (визначено згідно ГОСТ 2718-74); M_i – маса обладнання; dT_i/dt – темп зміни температури в часі = +50/3600сек.; +50 – середня робоча температура мікропроцесорів БРЕО [38, с.106].

Потребуємий масовий розхід повітря для охолодження блоку БРЕО [5, с.131]:

$$G_{\text{БРЭО}} = Q_{\text{бл.}}/c_p * (t_{\text{вх.}} - t_{\text{вых.}}) = 2403,94/1005(278,15-333,15) = -52871,06 = 52,8 \text{ кг/год.}$$

де: $Q_{\text{бл.}}$ - тепловий потік, виделяємий блоком; $t_{\text{вх.}}$ = -10 до +5; $t_{\text{вых.}}$ – температура охолоджуючого повітря відповідно на вході та на виході з блоку, звичайно для БРЕО $t_{\text{вых}} < 60$ °С.

5.6. Визначення теплового потоку від пасажирів та екіпажу.

Ю.С.Льюшин, В.В.Олізаров: людина може віддавати тепло в оточуючу середу, у разі відсутності необхідного температурного напору за рахунок дихання и потовідділення. Чем більше фізичне навантаження на людину і чим нижче температура оточуючої середи, тем більш буде віддаватися тепла з диханням. Вдихаєме повітря нагрівається в легенях людини до температури приблизно +37°С та одночасно насчується водяною парою. Втрата тепла з диханням буде визначатися кількістю тепла, потрібного для нагрівання вдихаємого повітря, и количеством тепла, необхідного для насичення вдихаємого повітря водяною парою [14].

Вихідні данні для розрахунків:

Кількість членів екіпажу, $N_{\text{э}} = 3$ пілота (в кабіні екіпажу), 1 додатковий член екіпажу (в кабіні екіпажу) та 6 стюардес (в пасажирських салонах);

Кількість пасажирів, $N_{\text{пас}} = 152$ [55].

(Примітка: кількість пасажирів залежить від типу літака. Так для літака Ан-148-100А: 80 пасажирів, 2 пілота та 3 бортпровідника [79, с.2]).

В першому приближенні можна вважати, що людина виділяє 100 Вт тепла в годину.

$$Q_1^{\text{вт}} = 100 n.$$

де: $n = 152$ – загальна кількість пасажирів [1, с.115] [55].

Загальний тепловий потік від пасажирів:

$$Q_{\text{пас.}} = n_{\text{п}} * q_{\text{п}} = 152 * 100 = 15200 \text{ Вт} = 15,2 \text{ кВт.}$$

Загальний тепловий потік от пілотів:

$$Q_{\text{пил.}} = n_{\text{п}} * q_{\text{п}} = 3 * 300 = 900 \text{ Вт.}$$

Загальний тепловий потік от бортпровідників:

$$Q_{\text{борт.}} = 6 * 200 = 1200 \text{ Вт.}$$

де: $n_{\text{п}} = 152$ - розрахункова кількість пасажирів в салонах самолета; $q_{\text{п}}$ - явний тепловий потік, виделяємий однією людиною [5, с.129]. Пасажир в стані спокою виділяє 100 Вт тепла, льотчик при виконанні простого польота виділяє 130 Вт,

польоту середньої складності - 200 Вт, а при виконанні складного польота - 300 Вт тепла [38, с.107].

Суммарний тепловий потік від всіх осіб на борту ЛА $Q_{\text{пас.сум.}} = 162 \text{ чел.} = 17,3 \text{ кВт}$.

Тепло, яке виділяється людьми з видихаємим ними повітрям (для висоти 0 м.) [12, с.39]:

$$Q_{\text{вйд.}} = W \gamma_{\text{вйд.}} (d_{37} - \varphi d_{\text{вйд.}}) r, \quad Q_{\text{вйд.0км}} = 480 * 1,202 (11,76 - 0,3 * 4,33) = 6035,57856 \text{ Дж} \\ = 1,6765496 \text{ Вт/год.} = 1,67 \text{ Вт/год.}$$

Для «висоти» кабіни 2400 м.: $Q_{\text{вйд.2,4км}} = 480 * 8,996 (1,55 - 0,3 * 0,58) = 5941,67808 \text{ Дж} \\ = 1,6504661333 \text{ Вт/ч.} = 1,65 \text{ Вт/ч.}$, де: $W = 8 \text{ л/мин.}$ – легенева вентиляція в $\text{м}^3/\text{ч}$. [5, с.264]; $\gamma_{\text{вйд.}} = 1,202 (8,996)$ – удільна вага вдихаємого вологого повітря в $\text{кг}/\text{м}^3$; d_{37} – вологовміст насиченою водяною парою повітря при $t^\circ = 37^\circ\text{C} = 11,76 \text{ гр}/\text{м}^3 (1,55)$; $d_{\text{вйд.}} = 4,33 \text{ гр}/\text{м}^3 (0,58)$ – вологовміст насиченого парою води вдихаємого повітря при $t_{\text{вйд.}} = +20$; t – удільна теплота пароутворення.

Тепловий потік від однієї людини, що йде через крісло [14, с.95]:

$$\Phi_{\text{т}} = S \frac{t_{\text{т}}^\circ - t_{\text{п}}^\circ}{R}, \quad Q_{\text{кресл.}} = 0,126 * 0,8 (34 - 25) / 0,14 = 6,48 \text{ Вт.}$$

де: S – поверхня соприкосновіння тіла людини з кріслом (площа сидіння та спинки крісла – $0,126 \text{ м}^2$); $t_{\text{т}}^\circ = 33 - 34 \text{ }^\circ\text{C}$ – температура поверхні тіла; $t_{\text{п}}^\circ = +30^\circ\text{C}$ – температура поверхні соприкосновіння; R – повний термічний спротив одязі льотчика = $0,9 \text{ CLO} = 0,14 \text{ м}^2 \text{ *K}/\text{Вт}$ – х/б сорочка, блузка, брюки, шкарпетки, труси, взуття. Згідно ГОСТ 11079-2015, 1 кло = $0,155 \text{ м}^2 \text{ *K}/\text{Вт}$.

Термічний спротив крісла льотчика [14, с.96]:

$$R = \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{\delta_{\text{к}}}{\lambda_{\text{к}}}, \quad R_{\text{кресл.}} = 0,005 / (0,14 + 0,315) + 0,14 / 0,2 = 0,71$$

де: $\lambda_i = 0,315 \text{ Вт}/(\text{м} * \text{K})$ – коефіцієнт теплопровідності слою теплоізоляції крісла, матеріал - пенополіуретан; обивочна авіаційна тканина для крісел AVIATEXTILE GALAXY AT-12022 (склад: 100% поліестер, $\lambda_i = 0,14 \text{ Вт}/(\text{м} * \text{K})$); $\lambda_{\text{к}} = 0,2 \text{ Вт}/(\text{м} * \text{K})$ – коефіцієнт теплопровідності пластини крісла (пластик); $\delta_i = 0,005$ – товщина окремих слоїв одязі, м.; $\delta_{\text{к}} = 0,14$ – товщина пластини з теплоізоляційного матеріала крісла (економ-класу), м.

Крісла повинні відповідати вимогам авіаційного стандарту SAE «Технічні вимоги до характеристик крісел літаків транспортної категорії», а також ГОСТ Р 70180-2022, ГОСТ 23079-78. Габаріти крісел ТУ-154: $1450 \times 1100 \times 730 \text{ мм}$. Габаріти крісел Embraer-120: $1020 \times 1115 \times 630 \text{ мм}$. Крісла бізнес-класу виробництва фірми BURNS (США) мають габаріти: $1450 \times 1200 \times 700 \text{ мм}$.

Теплові втрати з конвекцією в ГК [14, с.96]:

$$\Phi_{\text{к}} = \alpha_{\text{к}} S (t_{\text{п}0}^\circ - t_{\text{к}0}^\circ), \quad Q_{\text{конв.}} = 15 * 1,9 (298,15 - 293,15) = 142,5 \text{ Вт.}$$

де: $\alpha_{\text{к}} = \text{від } 5 \text{ до } 25$ – коефіцієнт тепловіддачі повітря, $\text{Вт}/\text{м}^2 \text{ град.}$; S – поверхня тіла человека, м^2 . В середньому - $1,9 \text{ м}^2$; $t_{\text{п}0}^\circ = +25^\circ\text{C}$ – середня температура поверхні одязі; $t_{\text{к}0}^\circ = +20^\circ\text{C}$ – температура оточуючої середовища.

Загальна кількість вологи, що виділяється пасажиром [5, с.129]:

$$G_{\text{вл.пасс.}} = n_{\text{п}} * g_{\text{вл}} = 152 * 115 = 17480 \text{ г/год.} = 17,48 \text{ кг/год.}$$

$G_{\text{вл.общ.}} = 18,630 \text{ кг/год.}$, де: $g_{\text{вл}} = 115 \text{ г/год.}$ - кількість вологи, що виділяється однією людиною; $n_{\text{п}} = 162$ – розрахункова кількість загальної чисельності всіх пасажирів та членів екіпажу в літаку.

5.7. Визначення теплового потоку від сонячного випромінювання, що проникає в кабінку через оскленні частки поверхні фюзеляжу.

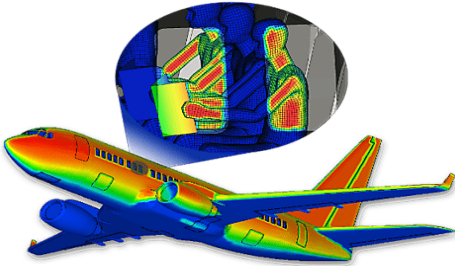


Схема соняшних навантажень на корпус літака та на пасажирів [63].

Визначення теплового потоку від ілюмінаторів.

Тепло, вноситься в кабінку сонячними променями крізь остекление. Падаюча на одиницю поверхні скла енергія сонячного випромінювання E_c частково отражається от него, частково поглинається ним та частично проходить через него внутрү кабіни. Поглощенная склом солнечная энергія перетворюється в теплову и разогреває скло, яке може отдавать тепло в кабінку. Можно вважати, що вся енергія сонячних лучей, які опромінюють оскління кабіни, за виключенням відбитого опромінювання, попадаєт в кабінку [14].

Исходные данные для расчётов:

Иллюминаторы пассажирских салонов:

- матеріал оскління типа СТ-1;
- конструкція – два скла, що розділені повітряною прослойкой;
- зовнішнє скло товщиною 12 мм, повітряна прослойка 40 мм,
- внутрішнє скло товщиною 2 мм;
- эквивалентный коефіцієнт пропускальної здатності ілюмінаторів $D_c = 0,67$;

Для всех типов остекления принято:

- коефіцієнт теплопровідності стьокол $\lambda = 0,194 \text{ Вт/(м/К)}$;
- коефіцієнт поглинальної здатності по відношенню до сонячних променів $A_c = 0,24$;
- степінь чорноти $\epsilon = 0,9$;

Оскління кабіни екіпажу:

- тріплекс, матеріал типу АО-120;
- суммарна товщина 30 мм;
- бокові стікла – моноліт, 16 мм. [79, Разд. 56, с.1].
- коефіцієнт пропускальної здатності оскління $D_c = 0,76$; [9, с.75-76].

Для примера: *бортовые вікна пассажирского салона літака Ан-148-100А мають*

розміри 250 × 350 мм. Лобовые стекла марки ТСК 173.01 (Ту-204. РТЭ. Разд. 056. [55, с.187]). *двери пассажирского салона* (для самолета Ан-148-100А) мають розміри 813 × 1560 мм. и 813 × 1830 мм. -количество - 4 [79, с.2].

Тепловой потік від Сонця, який проникає в ГК крізь ілюмінатори:

$$Q_c = k_c k_h I_0 \sum D_{ci} F_i \cos \varphi_i,$$

Вдень: $Q_{с.ил.д.} = 0,7 * 18,04 * 0,5 * 1388 * 0,76 * 0,24 * 9,532 \sqrt{2}/2 = 10774,2714$ Дж = 2,99 Вт/ч (хмарний день).

Вночі: $Q_{с.ил.н.} = 0 * 0,5 * 18,04 * 1388 * 0,76 * 0,24 * 9,532 \sqrt{2}/2 = 15391,8163$ Дж = 4,27 Вт/ч.

де: K_c – коефіцієнт, враховуючий стан атмосфери (хмарність, запиленість та т.ін.) и время суток. Ніч (тенева сторона польоту), $K_c = 0$; день (хмарність відсутня), $K_c = 1$ [38, с.107] [9, с.47]; середня хмарність = 0,5-0,7; суцільна хмарність = 0,2-0,1 [5, с.125]; $K_h = 18,04$ – коефіцієнт, враховуючий зміну потіку сонячного випромінення с висотою внаслідок поглинання та відбиття атмосферою; I_0 – сонечна постійна для вакууму: $I_0 = 1388$ Вт/м²; D_{ci} – коефіцієнт пропускарльної здатності оскління (залежить від матеріалу стьокол, їх товщини, кількості слоїв і т.п.); F_i – площа i -ї ділянки оскління; φ_i – кут падіння потоку сонячної радіації на i -у ділянку оскління [9, с.47], $\varphi = 45^\circ$ - приймається для всіх пасажирських і транспортних літаків [5, с.126]; n – кількість обраних ділянок оскління, в межах яких значення D_{ci} и φ_i вважаються постійними [9, с.47]. Вікна в пасажирській кабіні розташовані між шпангоутами каркасу кабіни з шагом 500...510 мм та мають прямокутну форму с шириной 200...250 мм и высотой 320...380 мм или круглую форму діаметром 400 мм. [5, с.126]. При этом, следует керуватися ГОСТ 23645-79. Діафрагми ілюмінаторів літальних апаратів. Методи розрахунку геометричних параметрів [110].

Тепловой потік, характеризуючий нагрів всіх глухих стінок ГК ЛА сонячними променями [38, с.110]:

$$q_c = k_c k_h I_0 \sum A_{ci} \cos \varphi_i, \quad q_c = 1 * 1388 \sum 0,5 * \cos 45^\circ = 1 * 18,04 * 1388 * 735,64 * 0,2 \sqrt{2}/2 = 2604991,63$$
 Дж = 723,60 Вт/год. = 7,23 кВт/год.

Тепловой потік, характеризуючий нагрів всіх глухих стінок+ілюмінаторів ЛА сонячними променями:

$q_{с.полн.} = 1 * 18,04 * 1388 * 745,172 * 0,2 \sqrt{2}/2 = 2638745,61719$ Дж = 732,98 Вт/год. = 7,3 кВт/год., де: A_{ci} – коефіцієнт поглинальної здатності матеріалу обшивки по відношенню до сонячних променів = 0,1...0,8. Для алюмінієвої обшивки = 0,2...0,5; тепловий потік q_3 , от випромінення Землі в атмосферу: $q_3 = 210$ Вт/м² (усреднённый) [5, с.125] [38, с.110], 280 Вт/м² [38, с.110].

$q_3 = (q_{отр_3} * K^{влиян_1} + q_{собств_3} * K^{влиян_2}) * K_{осл} (\sum F_{ik} * \xi_{ik} / F_i) = (280 * 0 + 210 * 0) * 18,04 (745,172 * \sqrt{2}/2) = 1016,91$ Вт/м² [9, с.50-51], де: $k=1$, $q_{отр_3}$ – удільний тепловой потік от відбитого сонячного випромінення; $q_{собств_i}$ – удільний тепловий потік від власного теплового випромінення земної поверхні; $K^{влиян_1}$, $K^{влиян_2}$ – коефіцієнти, які враховують степень дії конкретного теплового потоку на i -у ділянку стінки (наприклад, при стоянці літака на аеродромі деякі ділянки боковой стінки його фюзеляжу можуть знаходитися в затінку поза зоною дії сонячного випромінення як безпосереднього, так і відбитого, в той час як власне випромінення Землі буде здійснювати на данну ділянку свій вплив; для описаних вище ділянок коефіцієнт $K^{влиян_1}$ слід приймати

рівним нулю); $K_{осл}$ – коефіцієнт послаблення даного теплового потоку с збільшенням висоти.

$K_{осл} = e^{(-H/1800)} = 2,71^{(-12000/1800)} = 18,04$ де: $H = 12$ км. – висота; ξ_{ik} – кут опромінення (визначається аналогічно углу φ_{ik}); $K_{осг}$ - коефіцієнт, який враховує забруднення оскління и затінення вікон світозахисними шторами [5, с.126].

Коефіцієнт забруднення скла: невелике - 0,8; сильне - 0,6; середнє - 0,7.

Світозахисна штора з тканини: світла - 0,4; темна - 0,8 [5, с.127].

Теплової притік від власного випромінення Землі:

$q_3^{собств} = A's * q_{зн=0}^{собств} = 0,1 * 210 = 21$ Вт - теплопритоки через обшивку;

$q_{3собств.ил.} = 0,9 * 210 = 189$ Вт - теплопритоки через оскління кабіни.

де: $q_{зн=0}^{собств}$ – власне теплове випромінення Землі на висоті $H = 0$; $A's$ – поглинальна здатність матеріалу стінки ЛА для даного типу випромінення, яка приблизно дорівнює степені чорноти матеріалу стінки ε : - для оргскла $A's = 0,9$; - для алюмінієвої обшивки, вкритою білою чи світло-сірою фарбою або без покриття, $A's = 0,1 \dots 0,25$ [9, с.51].

Тепловий потік випромінення Сонця, відбитий від Землі (усреднений):

$q_{с.з} = 280$ Вт/м². [5, с.125].

Тепловий потік, випромінюємий з поверхні ЛА (висота 12 км.):

$$q_{л} = \varepsilon \sigma_0 T^4,$$

$q_{л.12км} = 0,1 * 5,68 * 10^{-3} * 217,15^4 = 12629544$ Дж = 3508,20 Вт/ч. = 3,5 кВт/ч., де: ε – степінь чорноти поверхні стінки ЛА (для алюмінієвих сплавів = 0,05...0,1; для білих лакофарбових покриттів та оргскла = 0,8...0,95); σ_0 – постійна Стефана-Больцмана = $5,68 * 10^{-3}$ Вт/(м²*К⁴); T – абсолютна температура поверхні стінки ЛА [38, с.110].

$q_{л.0км} = 0,1 * 5,68 * 10^{-3} * 323,15^4 = 619391,228$ Дж = 172,05 Вт/ч.

$q_{л.300м} = q_{л.0км} = 172,05$ Вт/ч.

5.8. Визначення теплового потоку від інфільтрації через нещільності в обшивці.

$$Q_{инф} = c_p G_{инф} (T^* - T_k),$$

$Q_{инф.12км} = 1013 * 960(235,92 - 293,15) = -55655030,4$ Дж = - 15459,73 Вт/ч = - 15, 4 кВт/ч – від'ємний теплопритік на висоті 12 км.

Теплопритоки на висоті 0 км (вдень) $Q_{инф.0км.д.} = 1005 * 960(323,15 - 315,15) = 7718400$ Дж = 2144 Вт/ч = 2,1 кВт/ч.

Теплопритоки на висоті 0 км (вночі): $Q_{инф.0км.н.} = 1005 * 960(323,15 - 295,15) = 27014400$ Дж = 7504 Вт/ч = 7,5 кВт/ч.

Теплопритоки для режиму набору висоти: $Q_{инф.300м.} = 1005 * 960(326,15 - 293,15) = 31838400$ Дж = 8844 Вт/ч = 8,84 кВт/ч., де: $G_{инф.}$ = 0,96 т/ч – кількість повітря, поступаючого через нещільності; T^* - температура тормозіння зовнішнього набігаючого потоку; $c_p = 1013$ Дж/(кг·град) – теплоємність сухого повітря при -50°C; 1005 при +50°C [18] [38, с.108].

Слід зазначити, ще геометричні розміри люків наведені в ОСТ 1 03635-73. Люки летательных аппаратов с размерами не более 280 мм. Типы и основные размеры.

5.9. Визначення теплопритоків на наземному режимі.

Як вже зазначалося, наземний кондиціонер використовується в наземному режимі роботи при заглушеному двигуні. Також, для наддуву СКП використовується допоміжний силовий агрегат. Після запуску головних двигунів наддув для охолодження теплообмінників СКП здійснюється від спеціального вентилятора, який знаходиться в тракті продувного повітря. Розрахунок проводився для ситуації, коли головні двигуни вже запущені, але літак ще не злетів.

Вихідні данні для основних розрахункових режимів:

Стоянка на землі:

Висота польоту H , м = 0;

Швидкість польоту V , км/ч = 0;

Температура забортного повітря T_h , °C +50 = 323,15 K;

Тиск повітря $P_{h=0\text{км.}}$, Па = 101325;

Вологовміст забортного повітря d , г/кг с.в. = 17;

Тиск тормозіння $P^*_{0\text{км.}}$, Па = 101325;

Температура повітря в гермокабінах перед початком охолодження $T_{\text{каб.0км.д.}}$, °C = +42 (вдень)=315,15 K; +22 (вночі) $T_{\text{каб.0км.н.}}$ = 295,15 K;

Температура тормозіння, T^* , °C = +50°C [9, с.78];

Взльот і посадка.

Взльот:

Швидкість польоту V , км/ч = 300;

Температура забортного повітря T_h , °C = +50 = 323,15 K;

Вологовміст забортного повітря d , г/кг с.в. = 17;

Посадка:

Висота польоту H , м = 0;

Тиск тормозіння P^* , Па = 105378;

Температура тормозіння, $T^*_{\text{пос.}}$, °C = +53,5 (326,15 K);

Температура повітря в гермокабінах $T_{\text{каб.}}$, °C = +42 (вдень), +22 (вночі) [9, с.78].

5.10. Розрахунок теплопритоків в герметичний відсік через обшивку від стінок кабіни або відсіку.

Для розрахунків приймається:

Обшивка самолёту:

-матеріал обшивки самолёту - сплав Д-16Т; (*Примітка:* на практиці можуть використовуватися і інші сплави, так для АН-148 був використаний більш якісний сплав 1933ТЗ (приблизно 90% алюмінія));

-товщина обшивки - 1,2 мм (для розрахунків вважається, що вона має постійну товщину по всій поверхні ЛА);

-коефіцієнт теплопровідності обшивки $\lambda = 210,6$ Вт/(м/К);

-коефіцієнт поглинальної здатності по відношенню до сонечних променів $A_c = 0,7$; степінь чорноти $\epsilon = 0,2$;

Теплозвукоізоляція (ТЗІ):

-матеріал типу Microlite AA Blankets виробництва США (ультрасупертонке боросілікатне скловолокно, пропитане фенолформальдегідною смолою);

-товщина ТЗІ має розміри: 25,4 мм и 50,8 мм (1 дюйм та 2 дюйми);

-щільність ТЗІ - 16 кг/м³ (для листа ТЗІ товщиною 25,4 мм);

-коэффициент теплопроводности ГЗІ $\lambda = 0,0051$ Вт/(м/К);

Декоративна обшивка салону:

-конструкція сотова, трьохслійна з двохсторонній пластиковою обшивкой типу СТ-69Н и сотовим заповнювачем типу СОТП ССП-1 (розмір ячійки 25 мм);

-загальна товщина 10 мм;

-еквівалентний коефіцієнт теплопроводності $\lambda=0,027$ Вт/(м/К);

Пол в кабіні екїпажу та в пасажирських салонах:

-состоїть з листа Д-16Т, до якого кріпиться сотова багатослойная конструкція з теплофізичними параметрами, аналогічними декоративній обшивці;

-товщина сотової конструкції полу =10 мм [9, с.75].

Площа, Коеффициент теплопередачи $K_{ст}^$, Вт/(м²/К)*

Остекление слева 1,24 м²

4,2

Остекление справа 1,24

4,2

Обшивка слева 13,9

0,58 (0,81)

Обшивка справа 13,9

0,58 (0,81)

Передняя стенка 1,7

1,68

Задняя стенка 8

1,1

Пол 7,3

1,68

Зона № 2 (пассажирский салон бизнес класса), 8 стенок

Обшивка слева 29,5

0,58 (0,81)

Обшивка справа 29,5

0,58 (0,81)

Иллюминаторы слева 1,722

2,24

Иллюминаторы справа 1,722

2,24

Передняя стенка 8

1,1

Задняя стенка 8

1,1

Потолок 28,1

1,68

Пол 42,54

1,68

Зона № 3 (пассажирский салон экономического класса), 8 стенок

Обшивка слева 29,5

0,58 (0,81)

Обшивка справа 29,5

0,58 (0,81)

Иллюминаторы слева 1,804

2,24

Иллюминаторы справа 1,804

2,24

Передняя стенка 8

1,1

Задняя стенка 8

1,68

Потолок 28,1

1,68

Пол 42,54

1,68

Зона № 4 (надпотолочное пространство), 4 стенки

Обшивка 62,12

6,73

Задняя стенка 0,5

3,5

Потолок салона бизнес класса 28,1

1,68

Потолок салона эконом. класса 28,1

1,68

Зона № 5 (подпольное пространство), 5 стенок

Передняя стенка 1,3

3,5

Обшивка 110,4

6,73

Задняя стінка 3,96

3,5

Підлога салону бизнес класу 42,54 1,68

Підлога салону економ. класу 42,54 1,68

В скобках приведені значення $K_{ст}$ для ТЗІ товщиною 25,4 мм [9, с.79].

Итого: площа остеклення: $9,532 м^2$; площа стінок ГК без вікон: $735,64 м^2$.

Загальна площа ГК. Итого: $745,172 м^2$.

Тепловий потік через стінку ЛА (для висоти 12 км.) (без теплоізоляції):

$$q_{ст} = k(T_w - T_k), \quad q_{ст.12км.} = 210,6(217,15-293,15) = -16005,6 \text{ Дж} = -4,446 \text{ Вт/ч.}$$

$q_{ст.0км.} = 210,6(323,15-293,15) = 6318 \text{ Дж} = 1,755 \text{ Вт/ч.}$, де: k – коефіцієнт теплопередачі через стінку з урахуванням умов тепловіддачі всередині відсіку або кабіни; $T_w = -56 \text{ }^\circ\text{C}$ – температура зовнішньої поверхні стінки; $T_k = +20 \text{ }^\circ\text{C}$ – температура всередині кабіни [38, с.111].

Теплопритоки, поступаючі в ГК від глухих стінок кабіни:

$$\Phi_{ст} = k_{ст} \sum S_i (t_{ст}^\circ - t_k^\circ), \quad Q_{ст.0км} = 6,85 * 735,64 (313,15 - 293,15) = 100782,68$$

Дж/ч = 27,99 Вт/ч. (наземний режим).

$Q_{ст.h=12} = 6,85 * 735,64 (280,15 - 293,15) = 5026,134 \text{ Дж/ч} = 1,39 \text{ Вт/ч}$ (польот на висоті 12 км.).

Тепло, яке поступає від глухих стінок+ілюмінаторів ГК (наземний режим):

$Q_{ст.h=0} = 6,85 * 745,172 (313,15 - 293,15) = 102088,564 \text{ Дж/ч} = 28,357 \text{ Вт/ч.}$

$$k_{ст} = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_B} + \sum \frac{\delta_i}{\lambda_i}}, \quad \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{ град}}; \\ = \frac{1}{(1/6,78) + (735,64 * 0,01628 / 210,63)} = 6,85$$

Вт/м²*град, де: $\lambda_i = 210,6 + 0,0051 + 0,027 = 210,63$ – коефіцієнт теплопровідності обшивки, Вт/м²*град.; $\delta_i = 0,0012 + 0,00508 + 0,01 = 0,01628$ – товщина шару обшивки та теплоізоляції, м. [14, с.101].

$\alpha_B = 6,9 \sqrt{v_k \rho_k}$, Вт/м² град, = $6,9 \sqrt{0,1 * 9,66} = 6,78$, де: $V_{каб.} = 0,1 - 0,2 \text{ м/с}$ – швидкість повітря в ГК; $\rho_{каб.} = 9,66721 \text{ кг/м}^3$ – щільність повітря в ГК [18].

Коефіцієнт тепловіддачі α_H для ділянки обшивки l_k з ламінарним навітряним повітряним потоком, для дозвукових швидкостей польоту ЛА:

$$\left. \begin{aligned} \alpha_H &= \frac{\lambda Nu}{l_k}, \\ Nu &= 0,664 Re^{0,5} Pr^{1/3}, \\ Re &= \frac{v l_k}{\nu}, \\ Pr &= \nu \frac{c_p \rho}{\lambda}, \end{aligned} \right\}$$

[14, с.104].

$Pr = 9,23 \cdot 10^6 * ((1013 * 0,3119) / 0,0204) = 14295401377,45$

$Re = 152,77 / 9,23 \cdot 10^6 = 1,655$

$Nu = 0,664 * 1,655^{0,5} * 14295401377,45^{0,33} = 0,262 * 14295401377,45^{0,33} = 1917,6$

$\alpha_H = 0,0204 * 1917,6 / 735,64 = 0,053$; де: $\lambda = 0,0204 \text{ Вт/м}^2 \text{ град}$ – коефіцієнт теплопровідності шару повітря при $-56 \text{ }^\circ\text{C}$; $\nu = 9,23 \cdot 10^6, \text{ м}^2/\text{с}$ – кінематична в'язкість

повітря; $v = 152,77 \text{ м/с}$ – швидкість непотривоженого потоку; $\rho_{12 \text{ км.}} = 0,3119$ – щільність потоку повітря на висоті 12 км; $c_p = 1013$ – удільна теплоємність повітря при -56°C [18].

Тепловий потік, поглинаємий обшивкою ЛА:

$$\Phi_{\text{изл}} = [\alpha_c (E_{\text{с.пр}} + E_{\text{с.о}}) + \alpha_3 E_3] S_M$$

$$Q_{\text{изл.}} = 0,1(1023,35 + 210) + 0,2 * 239 * 12,325 = 712,47$$

Дж = 0,197 Вт/ч, де: $\alpha_c = 0,1$ – коефіцієнт поглинання сонячного випромінювання; $E_{\text{с.пр.}} = 1023,35$ Вт – удільний тепловий потік прямого сонячного випромінювання; $E_{\text{с.о.}} = 21 + 189 = 210$ Вт – суммарний удільний тепловий потік відбитого Землею сонячного випромінювання; E_3 – уд. потік інфрачервоного випромінювання Землі [14, с.102]; α_3 – коефіцієнт поглинання інфрачервоного випромінювання Землі; S_M – площа сечіння ЛА в міделі = 12,325 м² (Ту-204. РТЭ. Разд. 001. [55, с.40]).

Повний тепловий потік через багатослойні панельні стінки ЛА (висота 12 км):

$$-Q_2 = \frac{k_2}{k_1 + k_2} [k_1 F_{\text{II}} (t_w - t_k) + c_p G (t_0 - t_1)],$$

= 6,85/6,85 + (0,129 * 145,8(217,15 - 293,15) + 1005 * 4,8(277,15 - 293,15)) = 0,9815 * 18,80(-76) + 4824(-16) = 475045,22 Дж = -131 Вт/ч. [38, с.115].

Вычисление общей площади стенок с панелями:

Обшивка слева 29,5	0,58 (0,81)
Обшивка справа 29,5	0,58 (0,81)
Обшивка слева 29,5	0,58 (0,81)
Обшивка справа 29,5	
Обшивка слева 13,9	0,58 (0,81)
Обшивка справа 13,9	

де: $F_{\text{II.}} = 145,8 \text{ м}^2$ – загальна поверхня ділянок с панелями; t_0, t_1 – температури на вході и виході из панели.

Конвективний тепловий потік (для висоти 12 км.):

$$q_{\text{атм}} = \alpha (T_e - T_w),$$

$$q_{\text{атм.12км.}} = 6,78(218,15 - 217,15) = 6,78 \text{ Дж} = 0,001 \text{ Вт/ч.}$$

де: α – коефіцієнт тепловіддачі; T_e – рівновісна температура налітаючого потоку; T_w – температура поверхні стінки ЛА. Приймається, що повітряну середу можна вважати непереривною [38, с.109].

Рівновісна температура налітаючого на літак повітряного потоку (для висоти 12 км.):

Для ламінарного потоку повітря:

$$T_e = T_h \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right),$$

$$T_{e \text{ лам.}} = 217,15 * ((1 + 0,84 * (1,4 - 1) / 2) * 0,83^2) =$$

55,74°C = 218,15 К.

Для турбулентного потоку повітря:

$$T_{e \text{ турб.}} = 217,15 * ((1 + 0,89 * (1,4 - 1) / 2) * 0,83^2) = -55,73^\circ \text{C} = 218,15 \text{ К.}$$

де: r – коефіцієнт відновлення, показує яку долю кінетичної енергії зовнішнього потоку була витрачена на підвищення температури газу у стінки (для ламінарної течії $r = 0,84$; для турбулентної $r = 0,89$); k – показник адіабати (для повітря

= 1,4); T_h – температура на зовнішній границі прикордонного слою; $M = 0,83$ – максимальне експлуатаційне число Маха на зовнішній границі прикордонного слою для польотів на висотах більше 10040 м. [55] [38, с.109].

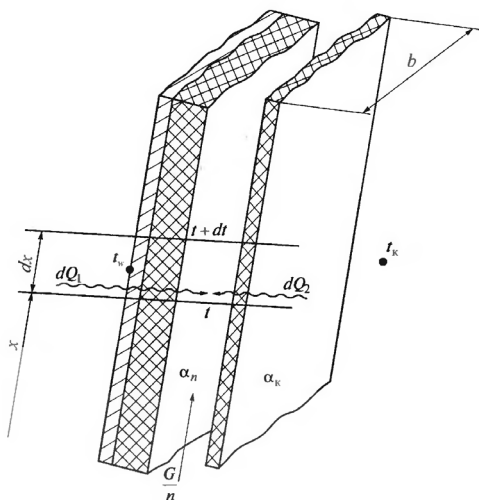


Рис. 5.3. Расчетная схема элемента тепловой панели

[38, с.113].

Предпочтительно применение обратных панельных систем. Уравнение теплового баланса ГК для обратных панельных систем [38, с.116]:

$$\sum Q - Q_2 + c_p G(t_{\text{СКВ}} - t_k) = 0, \quad = 1335,079 - 131 + 1005 \cdot 4800(264,5 - 293,15) = 138208804,079 \text{ Дж} = 38391,334 = 38 \text{ кВт/ч.}$$

$t_{\text{СКВ}} =$

$$= t_k - \left\{ \frac{\sum Q}{c_p G} + \frac{k_1}{k_1 + k_2} \left[\frac{k_2 F_{\text{п}}}{c_p G} - \frac{k_2}{k_1 + k_2} \left(1 - e^{-\frac{k_1 + k_2}{c_p G} F_{\text{п}}} \right) \right] \right\} (t_w - t_k) =$$

$$293,15 - (1335,079 / (1005 / 4,8)) + (0,129 / (0,129 + 6,85)) + (6,85 \cdot 145,8 / 1005 \cdot 4800 - 6,85 / (0,129 + 6,85)) (1 - 2,7^{-0,21}) (313,15 - 293,15) = (6,376) + (0,0184) + (2,07) - (0,9815)(0,1882)(20,35) = 293,15 - 28,65 = 264,5 \text{ К} = -8,65$$

$$\pm Q_{\text{ст1}} \pm Q_{\text{об}} + Q_1 + Q_2 \pm Q_{\text{инф}} - Q_2 + c_p G(t_l - t_k) = 0, \quad = \sum Q_{\text{0км.}} =$$

$$22,44 + 2850 + 1730 + 3601 - 15,4 - 131 + 1005 \cdot 4800 = 4806285,624 \text{ Дж} = 1335,079 \text{ Вт/ч.} = 1,3 \text{ кВт/ч., де: } Q_{\text{ст1}} - \text{тепловой поток через участки стенок, не имеющих панелей. } F_{\text{б.п.}} = 735,64 - 145,8 = 589,84 \text{ м}^2$$

$$Q_{\text{ст1h=0км}} = 6,85 \cdot 589,84 (313,15 - 293,15) = 80808,08 \text{ Дж/ч} = 22,44 \text{ Вт/ч. (наземный режим).}$$

$$Q_{\text{ст1h=12 км.}} = 6,85 \cdot 589,84 (280,15 - 293,15) = 4027,404 \text{ Дж/ч} = 1,11 \text{ Вт/ч (полёт на высоте 12 км.)}$$

Коефіцієнти теплопередачі стінок:

$$k_1 = \frac{1}{\sum \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{1}{\alpha_n}};$$

$$k_2 = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_k} + \sum \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{1}{\alpha_n}},$$

$$k_1 = 1 / (0,01628 / 210,63 + 1 / 6,78) = 1 / 7,723 = 0,129$$

$k_2=6,85$ [38, с.114].

Потрібна товщина теплоізоляції стінок ГК [14, с.107]:

$$\delta_{из} = \frac{\lambda_{из} (T_1 - T_2)}{\alpha_H (T_r - T_1) - \rho \varepsilon T_1^4}, = 0,0051(280,15-273,15)/0,053(280,15-217,15)-16*5,68*10^{-3}*217,15^4 = 0,3213/3,339+90880 = 3,92 = 0,392 \text{ м.}$$

де: $\lambda_{из}$ = 0,0051 Вт/(м/К) – теплопровідність матеріалу ізоляції; T_1 = 217,15 К – температура зовнішнього шару ізоляції; T_2 = 273,15 К – температура внутрішнього шару ізоляції; T_r = 280,15 К – температура повітря на поверхні ізоляції.

5.11. Визначення теплопритоків на крейсерському режимі польоту.

Вихідні дані для основних розрахункових режимів:

Висота польоту H , м = 12000

Швидкість польоту: взліт: $V_{взл.} = 350$ км/ч = 97,22 м/с (набор висоти); Крейсерська швидкість: $V_{крейс.} = 550$ км/ч = 152,77 м/с (РЛЭ самолета Ту-204-300).

Температура забортного повітря T_h , °С = -56,65

Тиск забортного повітря: $P_{h=12\text{км.}}$, Па = 19399 = 0,193 бар.;

Вологовміст забортного повітря $d_{12\text{км.}}$, г/кг с.в. = 0

Температура повітря в гермокабінах: T_k , °С = +20°С;

Кількість членів екіпажу, $N_{\text{Э}} = 3$ чол. (КВС, 2П, Б/И), додатковий член екіпажу - 1 чол. (місце в кабіні екіпажу – але наявність цієї особи необов'язкова) та 6 бортпроводників (в пасажирських салонах).

Кількість пасажирів, $N_{\text{пас}} = 152$ чел. Загальна кількість людей на борту ПС – 162 чол. (згідно РЛЭ самолёту Ту-204-300).

Формула для розрахунку зовнішніх коефіцієнтів тепловіддачі α :

- режим турбулентного обтікання (крейсерський політ літака): $\alpha = (3,7 + ((269,51 - 213,15) * 0,19) / 97) * 1,163 (\rho V)^{0,8} / d^{0,2} = 0,172(0,193 * 152,77)^{0,8} / 15,84 = 0,172 * 14,98 / 15,84 = 0,162$ для $Re > 3,9 \cdot 10^6$

де: $T_e = 269,51$ – температура відновлення; K ; ρ – щільність повітря, кг/м³; $V = 152,77$ – швидкість польоту літака, м/с; $d = 3,98$ м. – еквівалентний діаметр фюзеляжу літака в місці розташування даної стінки [9, с.78] (Ту-204. РТЭ. Разд. КН - 001 [55, с.40]).

Тепло, яке надходить від стінок+ілюмінаторів ГК (польот на висоті 12 км.):

$$Q_{ст.h=12} = 6,85 * 745,172(280,15-293,15) = 5091,4282 \text{ Дж/ч} = 1,41 \text{ Вт/ч.}, \text{ где: } k_{ст} = 4,2+0,81 - \text{коефіцієнт теплопередачі; } S_i - \text{площа елементарної стінки кабіни; } t_{стi} - \text{її температура. В першому наближенні можна вважати, що всі стінки ГК однакової температури, та } t_{\text{к}} = +20^{\circ}\text{C} - \text{температура газової середовища в кабіні [14, с.100].}$$

5.12. Визначення необхідного розходу повітря.

Швидкість зміни атмосферного тиску s підйомом (зпуском) ЛА [64, с.42]:

$$\frac{\Delta p_H}{\Delta t} = V_y \gamma_H \quad \Delta P_{H=12\text{км}}/\Delta t = 55,55 * 0,3119 = 17,32 \text{ Па/с. (для висоти 12 км.)}$$

$$\Delta P_{H=0,3}/\Delta t = 1,19011 * 138,88 = 165,28 \text{ Па/с. (для висоти 300 м.)}$$

де: $V_y = 200$ км/ч – мінімально допустима посадкова швидкість польоту ЛА (за РЛЭ Ту-204, с.130); $V_y = 500$ км/ч – рекомендуєма посадкова швидкість польоту ЛА; γ_H –

вагова щільність атмосфери на висоті H , м. 12 км. = 0,3119 кг/м³ [18]. $\gamma_H = 1,19011$ кг/м³ – вагова щільність атмосфери на висоті H , м. 300 м. [18].

Видаток повітря в одній підсистемі СКП:

$G_{п1} = G_{п}/n = 1,8 \cdot 2 = 3,6$ т/ч., где: $G_{п} = 1,8$ т/ч - расход повітря, що подається системою відбору в СКП; $n = 2$ - число підсистем СКП [5, с.173].

Масова кількість повітря в кабіні [14, с.152]:

$G_{п0} = G_{p0} + G_{y0}$, $= 3200 + 960 = 4160$ кг/ч, де: $G_{п0} = 4800$ кг/ч – встановившася подача повітря; $G_{p0} = 3,2$ т/ч – встановившийся розхід повітря; $G_{y0} = 0,96$ т/ч – утічка повітря.

Кількість повітря, що витікає з ГК внаслідок її негерметичності:

$G_{yT} = 3 \cdot 320 = 960$ кг., де: S_k – еквівалентна площа удільного сечіння; P_H – тиск атмосферного повітря на висоті 12 км. = 19399 Па = 19,4 кПа [18]; $P_{каб.} = 756,342$ кПа [55]. $S_k = s_{yT} / W_k = 0,3 / 320 = 0,00093$ м², где: G_{ym} - видаток повітря, що витікає з кабіни через нещільності, W_k – об'єм кабіни, s_{yT} - суммарна еквівалентна площа поперічного сечіння нещільностей.

$q_{yT} = 2 \div 3$ кг/(ч. м³); $k = 0,3$ см²/м³ - удільна площа эквивалентного отверстия в ГК.

Направление луча $O-O'$ и его чисельного коэффициенту ε [38, с.282]:

$$\varepsilon = \frac{Q_{изб}}{W} = \frac{Q_{ощ} + rW}{W},$$

$$\varepsilon_{h=12\text{км.}} = 12,839 / 2500 \cdot 273,645 = 1,87$$

$\varepsilon_{h=0\text{км.}} = 53,967 / 2500 \cdot 273,645 = 7,88$, де: $Q_{изб.}$ – теплопоступления в ГК (избыт. теплота), rW - теплота випаровування, яку вносить волога, поступающая в повітря помещения. $Q_{ощ.}$ – ошутимая теплота в ГК.

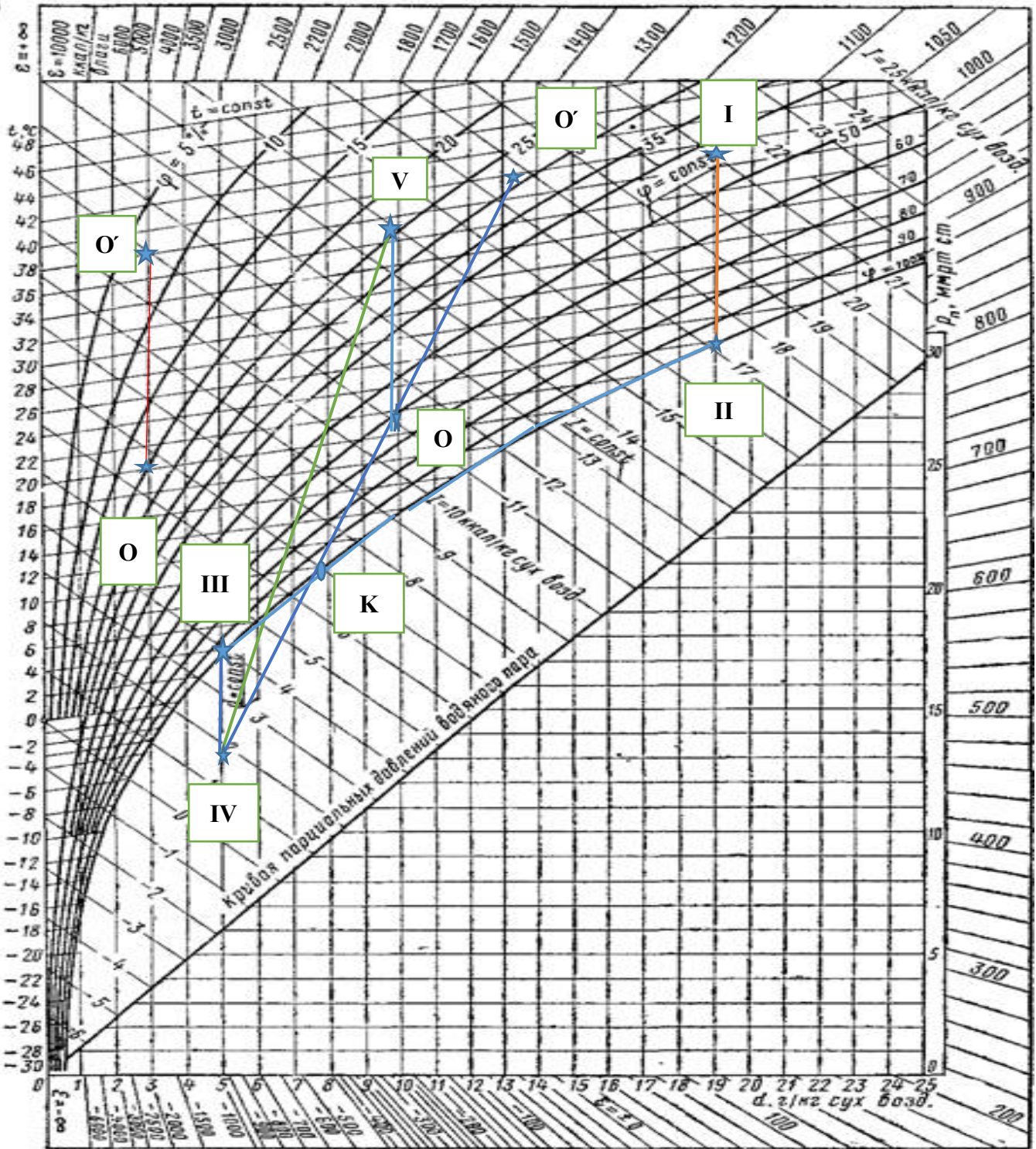
Теплоприток в ГК от рециркуляционного повітря:

$Q_{рец} = c_p G_{рец} (t_O - t_K)$ $Q_{рец.} = 1005 \cdot 1600 (310,15 - 293,15) = 27336000$ Дж = 7593,33 Вт/ч = 7,6 кВт/ч.

Энтальпія влажного повітря в ГК:

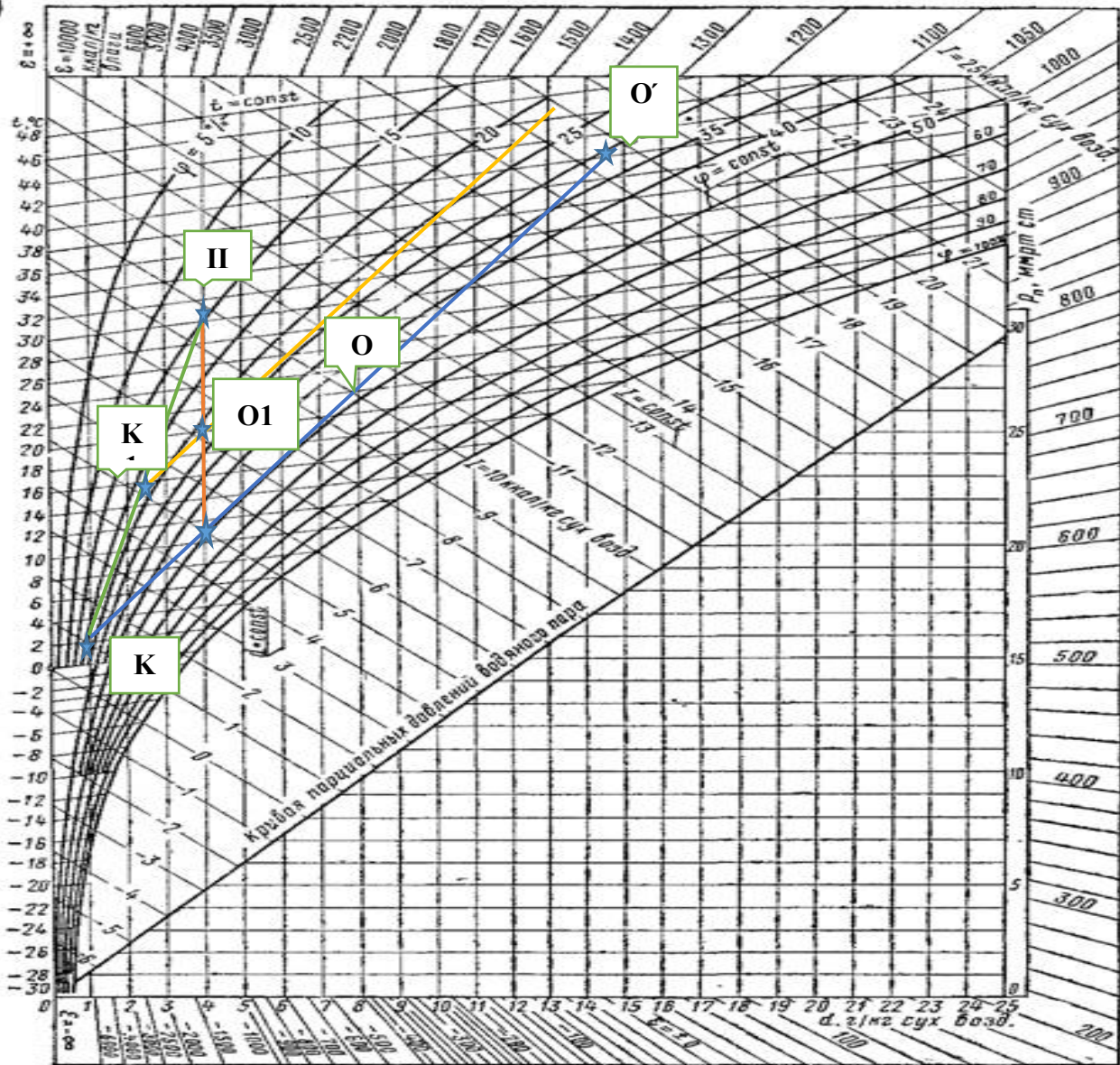
$i = i_a + i_n d = c_p t^\circ + (i_0 + c_n t^\circ) d$, $i = 1005 \cdot 293,15 + (2490 + 1920 \cdot 293,15) \cdot 0,61 = 639471,93$ Дж/кг.

5)



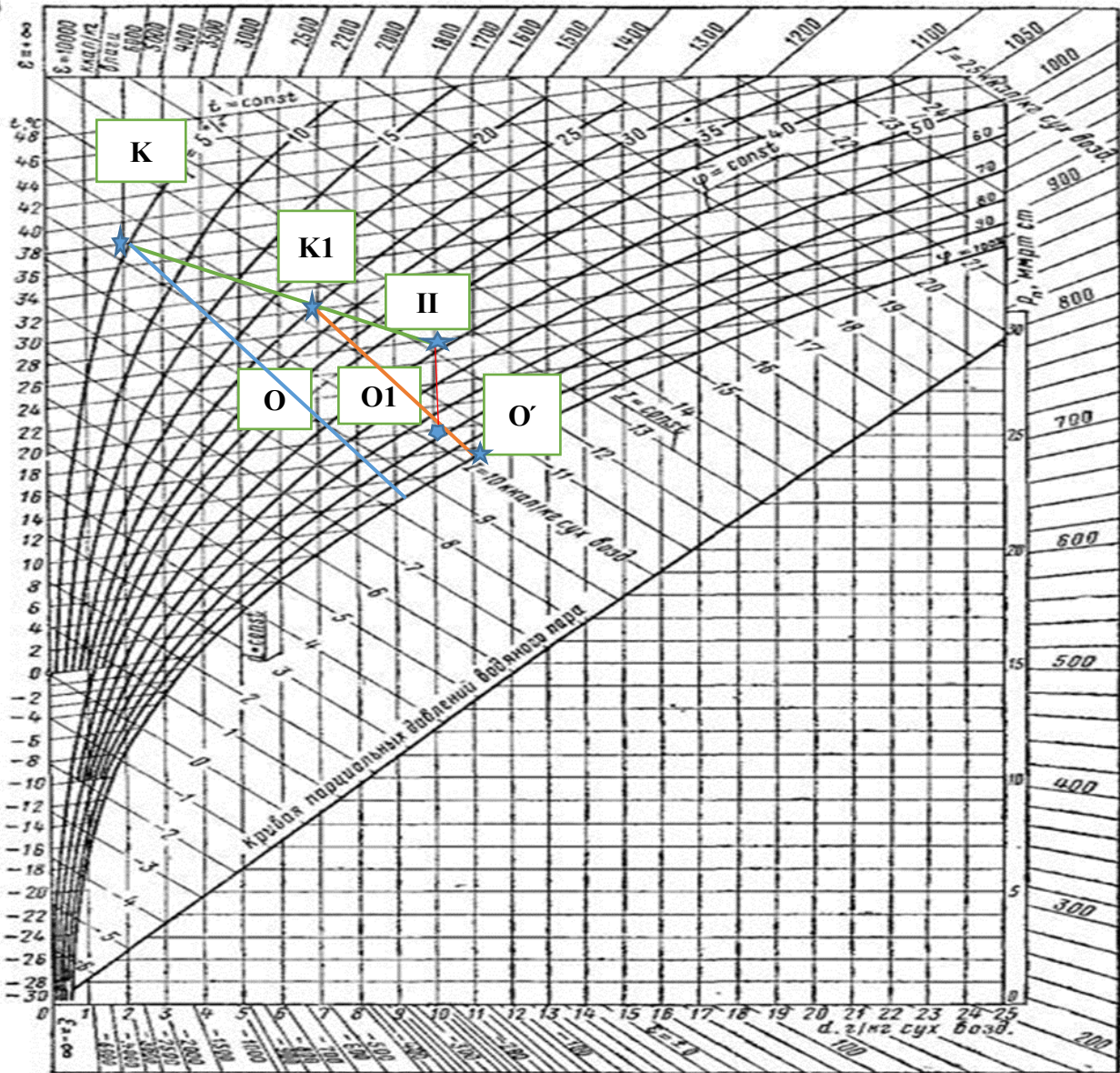
Висота 0 км. Давление: $P_{\text{каб.}} = 101325$ Па. Процессы: I-II-III – охладження в теплообмінниках з осадженням вологи; II-III – конденсація вологи во звогоотделителе; III-IV – охладження в ТХУ з образованием тумана; IV-K – необхідне количество рециркуляционного повітря. Точка O' - температура у салоні до початку охолодження. Точка O – температура повітря у салоні після закінчення охолодження салону [38, с.286].

5)



Висота над уровнем моря - 12 км. «Висота» в кабине – 2400 м. Давление: $P_{\text{каб.}} = 756,342$ кПа. К-О – процесс в ГК без рециркуляции повітря. К – II – процесс смешения рециркуляционного и вентиляционного потоков. К – K_1 - II – процесс рециркуляции. Точка К – параметры повітря, выходящего из СКВ, точка K_1 – процесс смешивания свежего и рец. повітря. Точка О - температура у салоні до початку охолодження. [38, с.287].

5)



Высота над уровнем моря - 12 км. «Высота» в кабине – 2400 м. Давление: $P_{\text{каб.}} = 756,342 \text{ кПа}$. O1 - II – процесс подогрева рец. воздуха.

Розділ 6. БУДОВА ГЕРМОКАБІНИ ТА ОХОРОНА ПРАЦІ ПІЛОТІВ.

За ст. 6 Закону України від 14 жовтня 1992 року № 2694-ХІІ «Про охорону праці», умови праці на робочому місці, безпека технологічних процесів, машин, механізмів, устаткування та інших засобів виробництва, стан засобів колективного та індивідуального захисту, що використовуються працівником, а також санітарно-побутові умови повинні відповідати вимогам законодавства [74]. Згідно ст. 21, Виробничі будівлі, споруди, машини, механізми, устаткування, транспортні засоби, що вводяться в дію після будівництва (виготовлення) або реконструкції, капітального ремонту тощо, та технологічні процеси повинні відповідати вимогам нормативно-правових актів з охорони праці. Технологічні процеси, машини, механізми, устаткування, транспортні засоби, хімічні речовини і їх сполуки та інша небезпечна продукція, придбані за кордоном, допускаються в експлуатацію (до застосування)

лише за умови проведення експертизи на відповідність їх нормативно-правовим актам з охорони праці, що чинні на території України [74].

Мікроклімат виробничих приміщень – це метеорологічні умови внутрішнього середовища цих приміщень, які впливають на тепловий обмін працівників з оточенням методом конвенції, кондукції теплового випромінювання та випаровування вологи. Ці умови визначаються поєднанням температури, відносної вологості та швидкості руху повітря, температури оточуючих людину поверхонь та інтенсивного теплового (інфрачервоного) опромінювання. У ГК сучасних висотних пасажирських ПС мікроклімат має відповідати основним умовам, що регламентуються галузевими нормативними документами (ОСТ 54 30052-87 «Повітря робочої зони повітряних суден») (Л.А.Буріченко, В.Д.Гулевець [73]). Згідно п.2.7 ОСТ 54 30052-87 ССБТ, подача рециркуляційного повітря в кабіни пілотів ПС всіх типів на всіх етапах польоту заперещается [75].

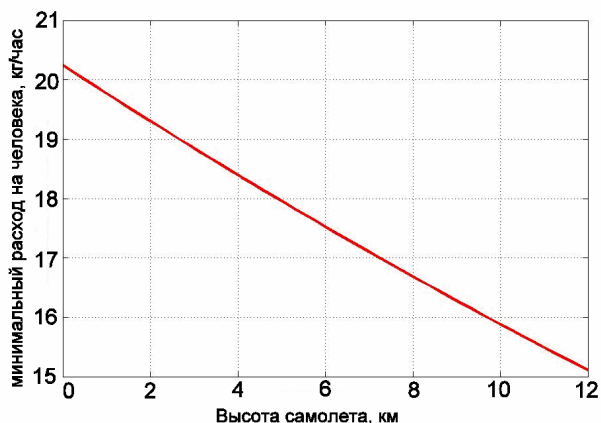
6.1. Параметри повітря в герметичному відсіку. Нормативні вимоги до складу та чистоти повітря герметичної кабіни.

Г.І.Воронін вказує на те, що при наявності людей в приміщенні газовий склад повітря швидко змінюється [1, с.30]. *Чисте повітря* – це повітря, концентрація забруднюючих речовин в якому не перевищує певного рівня, встановленого стандартами, та який не викликає дискомфорт у людей [115].

Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець отмечают, що *норми мікроклімату поділяються на оптимальні, допустимі і граничні*:

- оптимальні - для повітря робочої зони герметичних кабін екіпажу ПС на етапі усталеного горизонтального польоту за всіх очікуваних умов експлуатації;
- допустимі - для повітря робочих зон ПС з герметичними кабінами на етапах зльоту, набирання висоти, зниження і посадки, а також для ПС з негерметичними кабінами на етапі усталеного горизонтального польоту за усіх очікуваних умов експлуатації;
- граничні - для повітря робочих зон ПС з герметичними і негерметичними кабінами на етапах наземної підготовки, а також для ПС з негерметичними кабінами на етапах зльоту, набирання висоти, зниження і посадки [73].

Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець: для всіх пасажирських літаків цивільної авіації, незалежно від висотності, встановлений мінімальний загальний барометричний тиск в герметичних кабінах, який дорівнює 567 мм рт.ст., що відповідає розрідженню атмосфери на висоті 2400 м над рівнем моря [73].



Мінімальний потрібний масовий розхід повітря на одну людину, яка знаходиться на борту літака, за умови, що програма регулювання тиску в гермокабіні має лінійну залежність від висоти польоту та тиск в гермокабіні на крейсерській висоті польота самолета соответствует висоте 2400 м. [9, с.8].

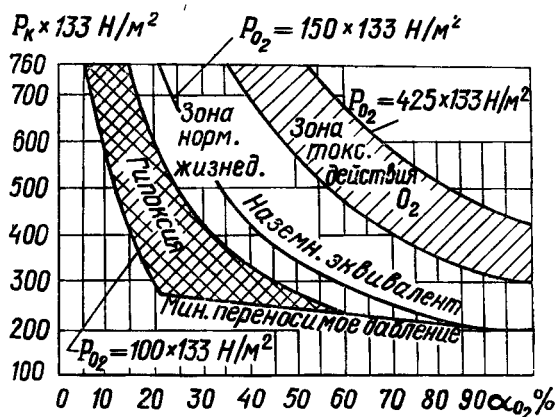


Рис. 2.2. Допустимые пределы изменения общего и парциального давления кислорода для человека

[14, с.38].

А.В.Суворов: на земле в условиях низких температур СКП повинна забезпечувати температуру повітря в кабінах не нижче +10 °С. На землі в умовах високих температур зовнішнього повітря СКП повинна забезпечувати температуру повітря в кабінах не менше ніж на 8 °С нижче температури зовнішнього повітря. Не пізніше, ніж через 20 хвилин після взльоту в кабінах повинно забезпечуватися підтримання температури повітря в межах: +17 – +25 °С [9, с.9] (пп.

- g* п.25.831 АП [84]); граничні норми +15°С - +30°С (ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- температура гарячого повітря, подаваного на обігрів кабіни, яка на виході з роздаточних пристроїв не повинна перевищувати +100 °С (рекомендуємо значення +80 °С), в системі повинні бути передбачені пристрої, виключаючі подачу більш гарячого повітря [9, с.9];
- різниця температур між стінками кабіни та повітрям всередині неї – не більш 5°С [1, с.30]; у разі забезпечення оптимальних норм температура захисних поверхонь ПС не повинна відрізнятися від температури повітря більш, ніж на 2°С, а у разі забезпечення допустимих норм - більш, ніж на 5°С. Гранична температура захисних поверхонь не повинна бути нижчою за 5°С і вищою за 45°С [73] (п.1.2. ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- температура окремих поверхонь інтер'єру, до яких можуть доторкнутися пасажирів та члени екіпажу, не повинна перевищувати +50 °С, чи бути нижче за +5 °С [63];
- в особливій ситуації за ускладнених умов польоту встановлюють норми температури повітря робочої зони кабіни екіпажу ПС з обмеженням терміну роботи льотного складу: при температурі повітря +31-35°С - 180-120 хв; +36-40°С - 100-90 хв; +41-45°С - 60-30 хв; +46-50°С - 20-15 хв. [73] (п.1.6. ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- температура робочої середовища ГК ПС складає +20°С; і не повинна виходити за межі +18-22°С [1, с.30]; оптимальні норми: +21 - +23°С (ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]); в межах +21-25 °С [63];
- перепад температур по всьому обсягу кабіни не повинен перевищувати 3°С [1, с.30].

Н.В.Антонова, Л.Д.Дубровін, Е.Е.Єгоров: згідно Єдиним нормам льотної годності цивільних судів (ЕНГЛС), концентрація шкідливих речовин в повітрі (ПДК) кабіни пасажирського літака не повинна перевищувати (мг/м³):

- монооксиду вуглецю – 20; [38, с.19] 0,01 мг/л [13, с.50], не більш 1 частини на 20000 частин повітря а (FAR § 25.831 Ventilation [130]).
- окислю азоту – 5 мг/м³ (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- парів палива (в перерахунку на вуглець) – 300 [38, с.19] (пп. d* п.25.831 АП [84]);
- керосину (в перерахунку на С) - 300 (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- ароматичних вуглеводородів – 5 мг/м³;
- акролеїну – 0,2 мг/м³ (пп. d* п.25.831 АП [84]); (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- парів та аерозолів синтетичних змащувальних мастил - 5 мг/м³ [22, с.35]; 2 мг/м³ (пп. d* п.25.831 АП [84]); 2 мг/м³ (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);

- парів та аерозолів мінеральних змащувальних мастил – 5 мг/м^3 (пп. d* п.25.831 АП [84]); 10 мг/м^3 (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- продуктів піролізу мастил и жирні кислоти – не більш $0,005 \text{ мг/л}$ в пересчёте на уксусну кислоту для кожного газу [22, с.35];
- фторорганічних сполук (в перерахунку на фтористий водород) – $0,5$; формальдегід – $0,5 \text{ мг/м}^3$ (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- альдегідів (суммарно) – $0,6$ [38, с.19].

Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець: концентрація озону в повітрі ГК може перевищувати гранично допустимі розміри ($0,1 \text{ мг/м}^3$) у 3-5 разів [73]. На висотах более 7 км. при продолжительности полёта до 3-х ч., включая время набора высоты и снижения, средневзвешенная концентрація озону в воздушной среде кабіни не повинна перевищувати $0,2 \text{ мг/м}^3$, а при тривалості більше 3-х год. – $0,1 \text{ мг/м}^3$ [38, с.19]. Згідно FAR § 25.832 Cabin ozone concentration: а) концентрація озону в салоні самолета во время польоту не повинна перевищувати: (1) $0,25$ частей на миллион по объёму, еквівалент за рівнем моря, в любое время выше эшелона польоту 320; и (2) $0,1$ частей на миллион по объёму, еквівалент за рівнем моря, средневзвешенное по времени значение в течение любого 3-часового интервала выше эшелона польоту 270. б). термин «еквівалент за рівнем моря» означає умови $+25^\circ\text{C}$ та тиск 760 мм. рт.ст. [130].

- предельно допустима концентрація озону – $0,0001 \text{ мг/л}$ [13, с.50];
- содержание сероводорода и альдегидов – $0,001 \text{ мг/л}$;
- по метану – не більш $0,5\%$ по объёму;
- меркаптани – не більш $0,2 - 2 \text{ мг/куб. м.}$ [22, с.35];
- індол, скатол – не більш $0,5 \text{ мг/куб. м.}$ [22, с.35];
- кетони (ацетон) – не більш 4 мг/куб. м. [22, с.35] 200 мг/м^3 (ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- аміни (аммиак) - не більш 5 мг/куб. м. [22, с.35];
- трикрезилфосфат - $0,5 \text{ мг/м}^3$ (пп. d* п.25.831 АП [84]); трикрезилфосфат, який містить більш ніж 3% ортоізомерів – $0,1 \text{ мг/м}^3$ (Табл. 2 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);
- діоктилсебацінат – 5 мг/м^3 (пп. d* п.25.831 АП [84]);
- суммарний вміст органічних домішок – $0,15 \text{ мг/л}$;
- загальний тиск атмосфери на рівні моря: $P_{\text{каб.}} = 1013 \text{ гПа}$ [63]; тиск в ГК не повинен перевищувати тиск на висоті 2400 м. (76 кН/м^2) (приблизно 750 гПа) по стандартній атмосфері, при такому тиску тривалість польоту не обмежується [1, с.76]. Тиск в ГК повинен відповідати висоті не більш 8 тис. футів над рівнем моря (FAR § 25.841 Pressurized cabins [130]);
- парціальний тиск кислороду в ГК: $P = 212 \text{ гПа}$; $130-270 \text{ мм. рт.ст.}$ [1, с.30];
- парціальний тиск кислороду в альвеолярному повітрі легень людини – $100-110 \text{ мм.рт.ст.}$ [58, с.21];
- парціальний тиск углекислого газу в альвеолярному повітрі легень людини – $37-40 \text{ мм.рт.ст.}$ [58, с.21]; не повинен перевищувати 10 мм. рт. ст. [1, с.30]; а по іншим даним – не більш $5-8 \text{ мм. рт.ст.}$ [13, с.48], $0,3 \text{ гПа}$ [1, с.30];
- атмосфера азотно-кислородна з об'ємним вмістом кисню - 21% ;
- відносна вологість повітря $\phi = 30 - 40\%$, а по іншим даним, оптимальні норми: $60-40\%$ (Табл. 1 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]); рівень вологості $7-15 \%$ [63], хоча Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець відмічають, що в більшості гермокабін вологість не

регулюється і залежить від кількості пасажирів на борту [73]; вологість регламентується тільки для кабіни екіпажу [38, с.285];

- об'ємний вміст вуглекислого газу – 0,03%, а його допустимі концентрації лежать в межах - 0,5-1% [13, с.48], 0,5 % (еквівалент за рівнем моря) (FAR § 25.831 Ventilation [130]) (пп.2 п.25.831 АП [84]), не більш 0,3% (п.2.8 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);

- швидкість циркуляції оточуючого людину повітря в ГК – 0,1 – 0,2 м/с [22, с.16];

- швидкість зміни тиску в ГК не повинна перевищувати 0,18 рт.ст. [1, с.30], 24 Па/с [73];

- расход повітря на одного человека: 25-35 кг/ч. [1, с.30], не менш 24 кг/ч. Указану кількість повітря необхідно підтримувати на всіх етапах польоту [5, с.148], кількість свіжого повітря - 0,55 фунта/хв. [63]. Для кабіни екіпажу - не менш ніж 24 кг/год., при кратності повітребміну не менш 1,5 в 1 год. (п.2.3 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]), мінімальний об'єм - 0,28 м³ в хвилину (пп.1 п. 25.831 АП [84]); для пасажирських салонів - не менш ніж 15 кг/ч. на 1 чол. при кратності повітребміну 3 в 1ч. (п.2.4. ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);

- кратність обміну повітря повинна бути 20-30 1/ч. [1, с.30];

- перепад температури повітря по вертикалі та по горизонталі в ГК - не більш 2°C (оптимальна норма), до 5°C (гранична норма)(Табл. 1 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);

- швидкість переміщення повітря не повинна перевищувати 0,4 м/с [1, с.30]; 0,2 м/с (Табл. 1 ОСТ 54 30052-87 ССБТ [75]);

- концентрація пилових частинок - не більш 0,1 мг/куб.м. [22, с.36];

- концентрація бактерій – не більш 1000 мг/куб. м. [22, с.36];

- не допускається присутність в повітрі кабіни інших шкідливих речовин, впливаючих на здоров'я та працездатність екіпажу и пасажирів [38, с.19].

Аероіонний режим в кабіні ЛА:

- рівень суммарної концентрації аероіонів: від 2×10^3 до 5×10^3 1/см³;

- коефіцієнт уніполярності – 0,7 – 0,8 [64, с.36].

Радиаційний режим:

- при одноразовому опроміненні на протязі суток допустима доза проникаючої радіації не повинна перевищувати 25 бер [64, с.36];

- доза опромінювання екіпажу не повинна перевищувати: 50 мбер в годину, 1,5 бер в рік [14, с.41] [59, с.46], а для пасажирів - 0,5 бер в рік [59, с.45].

В.Н.Серебряков отмечает, что предельно допустимі концентрації шкідливих речовин в кабіні залежать від тривалості польоту в замкнутому відсіку [22, с.36]. Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець відмічають, що норми мікроклімату відповідають категорії робіт з енерговитратами до 150 ккал/год [73].

Количество вуглекислого газу, выделяемого всіма особами на борту ЛА (на висоті 0 м.):

$$dG_{CO_2}^* = q_{CO_2} \cdot \rho_{CO_2} \cdot dt,$$

$$G_{CO_2} = 0,02 \cdot 161 \cdot 1,9768 = 6,365 \text{ м}^3/\text{с} = 22915,06 \text{ м}^3/\text{ч}.$$

де: dG_{CO_2} – зміна масової кількості вуглекислого газу в ГК; $q_{CO_2} = 0,02 \text{ м}^3/\text{ч}$ – об'єм вуглекислого газу, виділяемого при диханні 1 людиною, м³/сек.; $\rho_{CO_2} = 1,9768$ – щільність іуглекислого газу, кг/м³ при н.у. [14, с.45].

Потрібна вентиляція ГК по допустимій концентрації домішок [14, с.49]:

$$W_k = \frac{nq_{CO_2}}{(\alpha_{CO_2}^k - \alpha_{CO_2}^a)},$$

$$W_{\text{каб.прим.}} = 3,04 / (0,05 - 0,04) = 304 \text{ м}^3/\text{ч.}, \text{ де: } \alpha_{CO_2}^{\text{атм.}} = 0,04\% -$$

концентрація вуглекислого газу в подаваному в кабінку повітрі; $\alpha_{CO_2}^{\text{каб.}} = 0,05\%$ – ПДК в ГК.

Потрібна вентиляція по вологості:

$$W_k = \frac{nq_{H_2O}}{\frac{r_k}{100} \rho_{\text{вп}} - \rho_a},$$

$$W_{\text{каб.вл.}} = 2500 / 100 (12,149 - 1,202) = 273,645 \text{ м}^3/\text{ч.}, \text{ где: } \rho_{\text{вп.}} = 12,149$$

кг/м³ – щільність водяної пари в атмосферному повітрі для висоти 12 км.; $\rho_a = 1,202$ кг/м³ для висоти 0 км. $r = 2500$ кДж/кг - теплота пароутворення води при 0 °С [14, с.49].

6.2. Тиск повітря в вантажному відсіку та в кабінці екіпажу та в пасажирському салоні.

Л.А.Буріченко В.Д.Гулевець: повітряні судна, які експлуатуються на висотах більше 3000 м, мають бути обладнані герметичними кабінами, Значення експлуатаційного надмірного тиску в кабінці має бути достатнім, щоб забезпечити в ній тиск, який відповідає висоті, що дорівнює не більше умовних 2400 м на максимальній висоті польоту ПС з урахуванням експлуатаційних допусків пристроїв, які регулюють тиск у кабінці [73]. Стандарт герметизації салонів літаків визначений в розділі 25.841 Федеральних авіаційних приписів (FAR): тиск в салоні в нормальних робочих умовах не повинно бути вище тиску на висоті 2450 м. Якщо навіть тиск в салоні підтримується на постійному рівні, що відповідає висоті 2450 м, это давление ниже давления на уровне моря. Такий низький тиск може поганим чином визначатися на фізіології пасажирів. Понижений тиск викликає розширення пухирців повітря, що знаходяться в клітинах тіла людини, що може бути причиною поганого самопочуття, а у людей з підвищеною чутливістю це може викликати загрози для життя [115] [130]. Г.І.Воронін: мінімально допустимий тиск для пасажирських кабін встановлено в 2400 м. по стандартній атмосфері (567 мм рт.ст.) (76 кН/кв.м.). При такому тиску тривалість польоту не обмежується та кислородні прибори не потребуються [1, с.76]. Герметичні кабіни та приміщення, що призначені для екіпажу и пасажирів, повинні бути обладнані для забезпечення в кабінці на максимальній робочій висоті літака при нормальних експлуатаційних умовах тиску, еквівалентного висоті не більш 2400 м. (пп.а п.25.841 АП [84]. Тиск в кабінці для висоты 2400 м. $P_{\text{каб.}} = 756,342$ кПа, щільність $\rho_{\text{каб.}} = 9,66721$ кг/м³ знаходимо по таблицям для стандартної атмосфери [18].

Герметична кабіна (гермокабіна) (pressurized cabin) — це посиленна частина фюзеляжу літального апарату (ЛА), яка має систему уплотнення на двірях, люках та форточках. Всі заклопочні та болтові з'єднання при виготовленні гермокабіни оброблені герметиком [2, с.158]. Для забезпечення герметичності фюзеляжу проведена герметизація елементів конструкції, болтові и заклепувальні з'єднання, поздовжні і поперечні стики обшивки, окантовки прорізів вхідних дверей пасажирів і екіпажу, службові двері, люки аварійних виходів, вантажні двері, кути і стінки відсіку у передньої стійки шасі, зшивання нижньої частини шпангоутів № 33 и 46, герметического плато над отсеком основных опор шасси (шпангоуты 40-46) и др. Для забезпечення надійної герметизації використовуються дві лінії герметизації. Для запобігання корозії елементів конструкції, запобігання скупчення конденсату і його

своєчасного видалення, на обшивці в найнижчих місцях зони герметичності встановлюють зливні клапани. Для того, щоб волога стікала до клапанів, в стрингерах відсіку під тиском передбачені зливні отвори. Для видалення вологи в вестибюлях, в зоні вхідних і службових дверей на порогах, 5 отворів Ø6 мм, через які волога стекає в отстійник. Зайва волога з отстійнику стікає по зливній трубі в нижню частину фюзеляжу і видаляється через зливні клапани (РТЕ Ту-204. [55, Розд. , с.141-142]). Нормальний газовий склад повітря в герметичній кабіні літака може бути досягнутий за рахунок безперервної подачі свіжого повітря в салон - у відкритому циклі, або за рахунок регенерації (відновлення) повітря - в замкнутому циклі.

Кабіни прийнято класифікувати на герметичні кабіни вентиляції (неавтономні) і герметичні кабіни регенеративного (автономного) типу. ГК вентиляційного типу зазвичай використовують для висот польоту порядку 20— 25 км, герметичні кабіни регенераційного типу — на більших висотах [14, с.48].

Джерело зображення: [1, с.78].

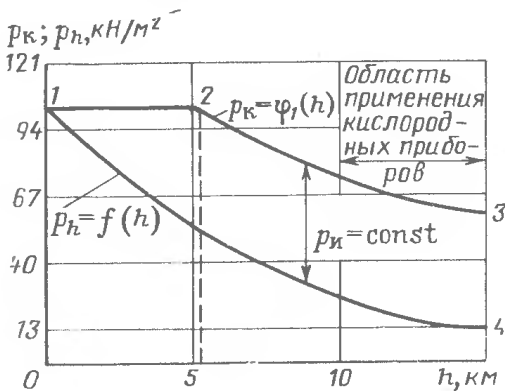


Рис. 4.1. Закон изменения давления воздуха по высоте полета в кабине пассажирского самолета:

$p_h = f(h)$ — изменение давления воздуха с высотой (по ГОСТ 4401—64); $p_k = \varphi_1(h)$ — изменение давления воздуха в кабине по высоте

Программа регулювання тиску в гермокабіні ЛА. Т.Н.Каракос, Ф.Атмаса, С.Кабан, С.Тока, В.Ісікі, Так як щільність повітря на великій висоті дуже низька, сила опору, що діє на літак, також невелика. З цієї причини, для забезпечення безпеки екіпажу і пасажирів, кабіни практично всіх комерційних літаків піддаються герметизації.

Закон змінення тиску в ГК — це функціональна залежність між тиском повітря в салоні і висотою польоту [14, с.126]. Г.І.Воронін: необхідно створити тиск в кабіні

літака, який змінюється за заданим законом для даного типу повітряного судна [1, с.77]. Для пасажирських літаків закон зміни тиску описується функцією $P_{\text{каб}} = \varphi(h)$ - тиск 101 кН/м^2 (760 мм. рт.ст.) Його підтримують до такої висоти, на якій досягається максимально допустима різниця між зовнішнім і внутрішнім тиском в ГК. Необхідний тиск у салоні регулюється контрольованим видаленням застоюваного повітря. Рециркуляційне повітря і свіже повітря змішуються приблизно в рівних пропорціях [63].

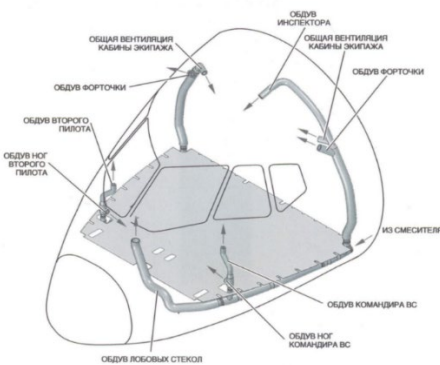
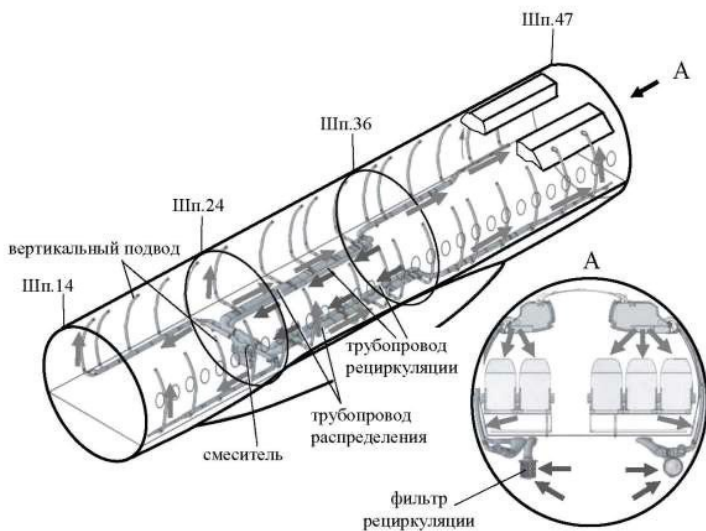


Схема подачи воздуха от СКВ в кабину экипажа самолета Суперджет

[80] [109, с.144].



Система розподілення повітря в салоні літака Суперджет [80][109, с.145][51, с.28].

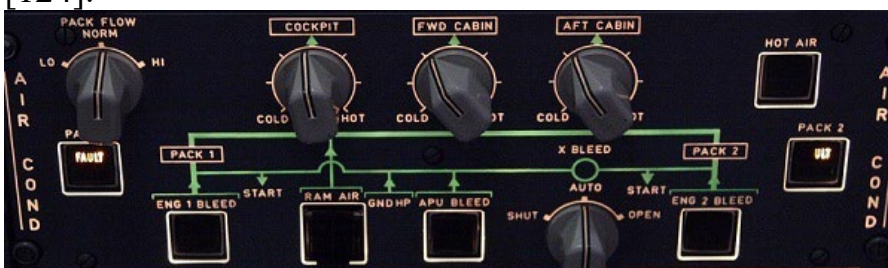
У пат. № RU2449925C2 від 2012 року запропонована СКП, за якої навіть при резервуванні системи охолодження на весь літак потрібно всього два напірних повітропроводи і два вентиляційних пристрою, так як розподільна магістраль з'єднана з напірним повітропроводом, в якому розміщується теплообмінник системи кондиціонування салону [57].

Органи управления СКВ на приборной панели пилотов:



Панель управления СКВ самолёта Boeing-737 [118] [68]

[124].



Контроль воздуха на приборной панели самолёта А-320 [120].

Система контролю СКП забезпечує вбудований польотний та наземний контроль СКП, видачу параметрів та сигналів в КІСС, МСРП (РТЭ Ту-204 [55, Разд. 21, с.5]). Згідно п.55 ОСТ 1 02627-87. «Засоби керування в кабіні екіпажу самолёту (вертоліта).

Терміни та визначення», обов'язковим компонентом кабін ЛА є пульт системи кондиціонування повітря [21].

Автори пат. 2002 року RU 2183579 С2 пропонують пристрій, що включає опори для установки крісла, що виступає над підлогою кабіни і трубопроводу системи повітряного обігріву робочого місця, опори для установки крісла оснащені кожухом зі звукопоглинального матеріалу, під яким підводиться трубопровід системи повітряного обігріву робочого місця, на стінках кожуха виконані отвори для виходу теплового повітряного потоку. Підлога кабіни під кожухом оснащена звукопоглинаючим килимовим матеріалом, що утворює камеру для гасіння шуму системи повітряного опалення [97]. За пат. № RU2170192С2, з метою підвищення комфорту при вимкненому обладнанні і в перехідних режимах роботи система оснащується сигналізацією в закритому положенні приводу керованого регулятора витрати в магістралі перед приладами контролю термостатування тепловиділяючого елемента, виконаної у вигляді кінцевого вимикача, і пневматичним вимикачем з електроприводом [44].

6.3. Призначення, конструкція та робота агрегатів САРД.

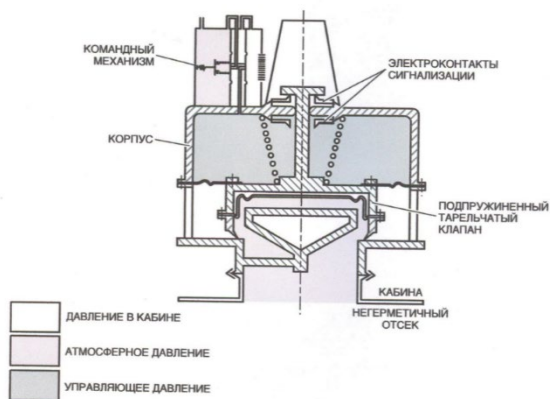
А.В.Чічіндаєв: система автоматичного регулювання тиску (САРД) призначена для підтримки необхідного режиму тиску в герметичній кабіні для забезпечення нормальної життєдіяльності членів екіпажу та пасажирів [5, с.143]. Система автоматичного регулювання тиску забезпечує заданий закон зміни тиску в герметичній кабіні по висоті з урахуванням заданої швидкості зміни тиску в герметичній кабіні (РТЕТу-204 [55, Разд. 21, с.5]). Також, див. Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолетов. – М. : Машиностроение, 1972. - 331 с. [52].



Випускний клапан САВД [80][109, с.164]. Призначений для підтримання в гермокабіні надлишкового тиску і обмеження перепаду тиску шляхом зміни расхода повітря, поступаючого из гермокабіни в атмосферу, согласно командам блоков управления КСКВ. Випускний клапан САВД літака Суперджет складається з корпусу, заслінки що встановлені на осі і електроприводу, який забезпечує обертання заслінки [109, с.163].

Предохранний клапан - призначений для підтримання безпечного перепаду тиску між гермокабіною і атмосферою шляхом перепускання повітря в прямому чи в зворотньому напрямку (див. п.18 ГОСТ 22607-77). Предохранні клапани літака Суперджет розміщені на задньому гермошпангоуті гермокабіни і включають в себе такі основні елементи: корпус, командний прилад регулювання тиску в полости керованого тиску, подпружиненный тарельчатый клапан, з'єднуючий гермокабіну с негерметичним відсіком і упругие мембрани, що роз'єднують полости [109, с.163].

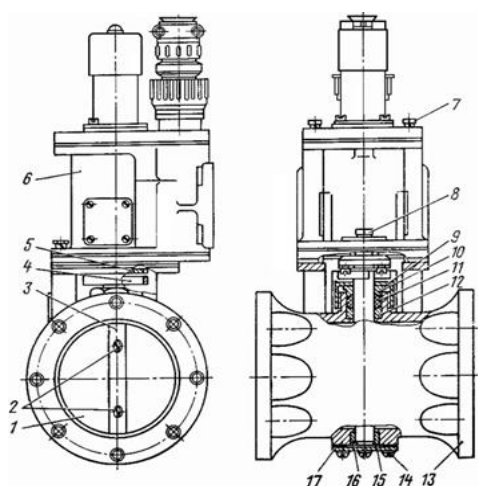
Будова предохранного клапана [80].



Предохранительный клапан САРД самолета Суперджет

В.М.Корнеев зазначає, що самопочуття пасажирів залежить від програми зміни тиску повітря в салоні. Підтримання заданої програми зміни тиску повітря в гермокабіні забезпечується регулятором тиску. Під впливом датчику тиску регулятор автоматично змінює положення випускного клапану, через який повітря зкидується в атмосферу [119]. Також див. ОСТ 1 00138-74 (зі змінами) «Пристрої командні пневматичних регуляторів тиску повітря в герметичних кабінах та відсіках. Метод контролю параметрів».

герметичних кабінах та відсіках. Метод контролю параметрів».



Розподільник повітря літака Ту-154 513: 1 -- заслінка; 2, 14 -- винти; 3 -- ось; 4 -- спіральна пружина; 5 -- муфта; 6 -- електромеханізм МПК-1; 7, 8 -- болти; 9 -- гайка; 10 -- втулка; 11 -- сальнік; 12, 16 -- втулки-підшипники; 13 -- корпус; 15 -- кришка; 17 -- прокладка [113].

Розподільник 513 призначений для перепуску повітря помімо ТХ и ВВР. [60, с.99].

Регулювання тиску здійснюється системою автоматичного регулювання тиску (САРТ, рос. САРД), що призначена для підтримання в гермокабіні необхідних умов по тиску, що забезпечують нормальну життєдіяльність членів екіпажу та пасажирів. Регулювання тиску здійснюється автоматично шляхом зміни кількості збросу повітря з гермокабіни в атмосферу. САРД має основний електропневматичний канал (основна система) та дублюючий пневматичний канал (дублююча система) регулювання тиску. Для роботи випускних клапанів живлення пневматичного командного приладу и блоків управління клапанами використовується енергія перепаду тиску між кабіною та атмосферою, а при малых перепадах давления используется разрежение, создаваемое специальными вакуумными насосами. Для электропитания системы используется напряжение 27 В постоянного тока, 115 В 400 Гц и 200 В 400 Гц переменного тока. САРД обеспечивает: Регулювання давления в гермокабине в зависимости от барометрического тиску (высота полета) в соответствии с программой. Давление начала герметизации кабины – тиск аэродрома. Избыточное давление в кабине, ограничиваемое основной системой на максимальных высотах полета $-0,6 \pm 0,01$ кгс/см². Эксплуатационное избыточное тиск в кабине, ограничиваемое дублирующей системой - $0,6 \pm 0,02$ кгс/см².

Скорость изменения абсолютного тиску в кабине в режиме регулирования скорости: основной системой - $0,18 \pm 0,02$ мм рт. ст; дублирующей системой - $0,18 \pm 0,03$ мм рт. ст. Избыточное давление в кабине, ограничиваемое предохранительными устройствами - $0,66 \pm 0,02$ кгс/см². Обратный перепад давлений, ограничиваемый исполнительными клапанами - не более $0,02$ кгс/см². (РТЭ Ту-204. [55, Разд. 21, с.310]).



Выпускной электромеханический клапан системы САРД (Outflow and pressure relief valve) самолёта Boeing 737-800 [122]. Назначение – стравливание в атмосферу избыточного воздуха из ГК.

Открытый выпускной клапан (Outflow valve) (and near to it the safety valve) самолёта Boeing 737-NG [122] [124].



Клапан в закрытом состоянии. Красной стрелкой показан механический аварийный резервный клапан [68] [124].

Авторами пат. № RU 2284283 С1. 2006г. предложена система, которая имеет генератор кислорода/азота, входной магистралью соединенный с системой кондиционирования, а выходной магистралью подачи воздуха, обогащенного азотом, генератор связан с системой наддува топливных баков. Выходная магистраль генератора подачи воздуха, обогащенного кислородом, соединена с камерами сгорания маршевого двигателя самолета и снабжена контрольно-регулирующей аппаратурой, а перед входом в камеры сгорания - средством распыления для повышения эффективности сгорания. Генератор кислорода/азота указанной входной магистралью целесообразно дополнительно соединить со вспомогательной силовой установкой для приема воздуха до крейсерского режима полета самолета. Выходная магистраль воздуха, обогащенного кислородом, дополнительно может соединяться со вспомогательной силовой установкой [89].

Авторами пат. № RU 2284283 С1. 2006г. предложена система, которая имеет генератор кислорода/азота, входной магистралью соединенный с системой кондиционирования, а выходной магистралью подачи воздуха, обогащенного азотом, генератор связан с системой наддува топливных баков. Выходная магистраль генератора подачи воздуха, обогащенного кислородом, соединена с камерами сгорания маршевого двигателя самолета и снабжена контрольно-регулирующей аппаратурой,

а перед входом в камеры сгорания - средством распыления для повышения эффективности сгорания. Генератор кислорода/азота указанной входной магистралью целесообразно дополнительно соединить со вспомогательной силовой установкой для приема повітря до крейсерского режима полета самолета. Выходная магистраль повітря, обогащенного кислородом, дополнительно может соединяться со вспомогательной силовой установкой [89].

6.4. Температура повітря в кабіні екіпажу та у пасажирському салоні.

Великий вплив на діяльність екіпажу оказывает температурный режим кабіны [4, с.178]. Т.Н.Каракос, F.Atmaca, S.Kaba, S.Toka, B.Isiki: температура в салоне может оказывать отрицательное воздействие и на здоровье, т. к. влияет на интенсивность потери жидкости пассажирами и членами екіпажу. вологість связана с температурой, также влияет на тепловой комфорт. Температура влияет на восприятие качества повітря. При росте температуры повітря в помещении ощущается находящимися там людьми как более загрязненный. температура существенным образом влияет на интенсивность выделения летучих органических соединений (Volatile Organic Compounds – VOC), источниками которых являются тело человека и материалы салона. концентрация загрязняющих веществ в воздухе салона будет возрастать [115].

Патент № SU946102 2006 года: с целью улучшения расширения диапазона температур подаваемого к потребителям воздуха, и повышения надежности, система снабжена смесителем, сигнализатором крайнего "горячего" положения, датчиком температуры в общей магистрали обогрева, блоком управления, сигнализатором закрытого положения дроссельного устройства в магистрали обогрева гермокабіны и сигнализатором крайнего "горячего" положения распределителя, при этом выход смесителя соединен с магистралью обогрева гермокабіны и спецснаряжения екіпажу, один из входов соединен со входом в турбину, а другой с замкнутым воздушным контуром на участке между выходом из компрессора и трубопроводом, связывающим выход из компрессора со входом в турбину, привод распределителя соединен через сигнализатор крайнего "горячего" положения смесителя и блок управления с датчиком температуры в магистрали обогрева, привод смесителя соединен через сигнализатор закрытого положения дроссельного устройства в магистрали обогрева гермокабіны с источником питания и блоком управления, а сигнализатор крайнего "горячего" положения распределителя связан с задатчиком регулятора температуры воздуха на входе в турбохолодильник [47].

Для нормального выполнения полетов температуру в салоне регулируют на уровне 21-25 °С. Для охлаждения самолета на земле в жаркий солнечный день расчетная необходимая мощность охлаждения составляет около 150-200 Вт на пассажира. Для самолета большой вместимости с 350 пассажирами это приводит к требуемой мощности охлаждения более 50 кВт.

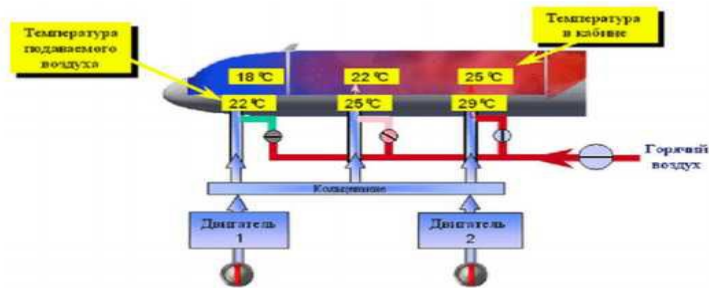
-типичный вариант летней нагрузки: охлаждение с 40° до 24°С;

-типичный вариант зимней нагрузки: нагрев от -25 °С до 21 °С.

Целевая температура кабіны должна быть достигнута в течение 30 минут. Процесс обогрева при зимней нагрузке требует температуры свежего повітря до 70°С. Доля необходимого топлива для системы экологического контроля по отношению к общему расходу топлива составляет примерно 5%. При летней нагрузке на земле около 25 %

мощности СЭУ расходуется на осушение повітря. В настоящее время для этой цели используются водоотделители высокого давления. Они используют тот факт, что повітря при высоком давлении поглощает меньше воды, чем при нормальном уровне давления [63].

Регулирование температуры в кабинах самолёта А320



[68] [119].

В.М.Корнеев, горячий повітря, отбираемый перед ВВР, проходит по обводной линии через регулятор подачи повітря, смешивается с частично охлажденным повітрям, отбираемым за блоком ВВР и проходящим через другой регулятор подачи, и с холодным повітря за турбохолодильником и поступает в узел распределения повітря. Комплект автоматического регулятора температуры обеспечивает поддержание в соответствующей зоне салона температуры [119].

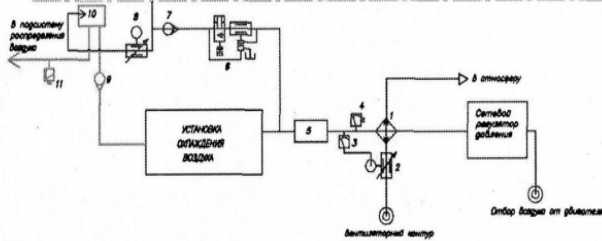


Рис.1 - Структурная схема системы терморегулирования

1-воздухо-воздушный теплообменник, 2 – заслонка регулирования расхода в продувочной линии, 3 – термостат, 4, 11 – датчик температуры, 5 – устройство регулирования расхода, 6 – заслонка регулирования давления, 7, 9 – обратный клапан, 8 – заслонка регулирования расхода в подсистеме подмеса, 10 – смесительное устройство

[38, с.127].

Для розрахунків приймаємо параметри СКВ самолёту Ту-204:

- Расход повітря СКВ1 и расход повітря СКВ 2 - 0,8...1,6 усл. ед. (норма), 1,8 (макс.).
- Тиск повітря від двигуна № 1 кгс/см² 2,0...4,5.
- Тиск повітря від двигуна № 2 кгс/см² 2,0...4,5.
- Температура повітря на выходе СКВ1 °С 0 (минимум), +3...+50 (норма), +85 (макс.).
- Температура повітря на выходе СКВ2 – аналогично.
- Температура повітря, подаваемого в кабину екіпажу +3...+70.
- Температура повітря в кабине екіпажу °С +16...+26 (РТЭ Ту-204. [55, Разд. 21, с.35]).
- Температура повітря, подаваемого в переднюю часть пассажирской кабины - +3...+70;
- Температура повітря, подаваемого в заднюю часть пассажирской кабины +3...+70

Суммарное количество повітря, подаваемого в гермокабину, т/ч.: - в нормальных условиях - от 3,2 до 4,8; - при отказе системы отбора повітря от двигуна или системы охлаждения одного борта - 3,2;

Расход повітря через систему охлаждения каждого борта определяется положением задатчика расхода: 0,8; 0,9; 1,0; 1,1; 1,2 и 1,6 номинала, что соответствует 1.6; 1.8; 2.0; 2.2; 2.4 и 3.2 т/ч.;

Количество рециркуляційного повітря, т/ч - 1,8;

Температура повітря, задаваемая в кабине екіпажу, переднем и заднем салонах и поддерживаемая системой регулирования температуры, °С: 16, 18, 20, 22, 24, 26;

Температура повітря, подаваемого в кабину екіпажа, передний и задний салоны, °С - от 0 до +80;

Максимальная «высота» в гермокабине при полете на $H = 12$ км, м – 2400;

Максимальное избыточное давление в гермокабине, кгс/см² - 0,6;

Номинальная скорость изменения давления в гермокабине, мм рт. ст/с - 0,18 = 23,99 Па/сек. (РТЭ Ту-204. [55, Разд. 21, с.2]).

Для порівняння наводимо параметри СКВ самолёта Ту-154:

Объём гермокабіни – 316-320 м³

Количество повітря, отбираемого от трех двигунів, кг/час.....5000—5500

Количество повітря, отбираемого от двух двигунів, кг/час.....4600

Количество повітря, отбираемого от ВСУ, кг/ч4000—4500

Температура повітря, отбираемого от двигунів, °С240—350

Температура повітря, отбираемого от ВСУ, °С.....200—250

Избыточное давление воздуха, отбираемого от двигунів, кгс/см².....7,5—9,0

Избыточное давление воздуха, отбираемого от ВСУ, кгс/см²2,8—3,5

Избыточное давление в кабине на высотах более 7,2 км, кгс/см².....0,63

Допустимое избыточное давление в кабине, кгс/см²0,68

Предельно допустимое избыточное давление в кабине, кгс/см².....0,70

Допустимый отрицательный перепад тиску, кгс/см² 0,02

Минимально допустимое абсолютное давление в кабине, кгс/см².....0,7+0,02

Допустимая условная высота в кабине, м.....3000±150

Предельно допустимая условная высота в кабине, м..... 3600

Скорость изменения давления в кабине в крейсерском полете, мм рт. ст/с..... 0,18

Суммарный расход повітря по основным магистралям, кг/ч.....3700÷4200

Максимально допустимый расход воздуха по линии, питающей смесители, кг/ч..... 1300

Избыточное давление повітря перед турбохолодильником (для высоты, равной 0), кгс/см².....2,5±0,1

Предельно допустимая температура повітря в системе кондиционирования при ее нормальной работе, °С+10÷ +60

Предельно допустимая температура повітря в системе кондиционирования при разогреве кабин, °С..... 70

Температура повітря, поддерживаемая в кабине, °С18—24 [60, с.81].

Температура подаваемого в кабину повітря:

$$t_n^{\circ} = \frac{1}{G_n} (G_{x0} t_{x0}^{\circ} + G_r t_{r0}^{\circ}).$$

$$[14, \text{с.175}]. = (1/3600) * (1800 * 80 + 1800 * 4,8) = +42^{\circ}\text{C} = 315,15$$

К. где: G_x – расход повітря в магистралі холодного повітря; G_r – расход повітря в магистралі горячого повітря; $t_{x0}^{\circ} = +4,8^{\circ}\text{C}$ – температура повітря на выходе из ТХУ; $t_{r0}^{\circ} = +80^{\circ}\text{C}$ – температура горячого повітря.

Результати розрахунків зводимо в таблицю.

Звідні розрахункові відомості параметрів СКП:

Таблиця 1. Параметри атмосфери $H = 12\text{км}$. (верхня тропосфера-нижня стратосфера) за МСА:

Позначення	$T_{h12\text{км}}$	$P_{h=12\text{км}}$	$d_{12\text{км}}$	$P_{\text{кисл.}h}$	$q_{\text{кисл.}}$	λ	$\rho_{12\text{км}}$	T^*	C_p
Розмірність	К	Па	г/кгс.в.	Па	л/мин.	Вт/м*град	кг/м ³	К	Дж/кг град
Величина	217,15	19399	0	4073,79	78,75	0,0204	0,3119	235, 92	1013

Таблиця 2. Параметри атмосфери $H = 0\text{ км}$. (рівень моря) за МСА:

Позначення	T_h	P_h	$T_{\text{к0км.д}}$	$T_{\text{к0км.н}}$	$P^*_{\text{0км.}}$	$d_{\text{0км.}}$	$T^*_{\text{0км}}$	$T^*_{\text{300м}}$	$\rho_{\text{0км.}}$
Розмірність	К	кПа	К	К	Па	г/кгс.в.	К	К	Па
Величина	288,15	101,325	315,15	295,15	101325	17	323,15	326,15	1,22500

Таблиця 3. Параметри гермокабіни («висота кабіни» = 2400м.)

Позначення	$P_{\text{каб.}}$	$\rho_{\text{каб.}}$	$V_{\text{каб.}}$	$T_{\text{каб.}}$	$G_{\text{инф.}}$	G_{CO_2}	$G_{\text{ут}}$	$S_{\text{к.}}$	$q_{\text{ут}}$
Розмірність	кПа	кг/м ³	м/с	К	т	м ³ /ч.	кг	м ²	м ²
Величина	756,342	9,66721	0,1-0,2	293,15	1,6	6,365	960	0,00093	3

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	$Q_{\text{пил.}}$	$Q_{\text{пас.}}$	$Q_{\text{пас.сум.}}$	$Q_{\text{осв.}}$	$Q_{\text{борт.}}$	$K_{\text{осл.}}$	$q_{\text{с.}}$	$q_{\text{зсобств.ил.}}$	$q_{\text{зсобств}}$
Розмірність	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	-	кВт	Вт	Вт/м ²
Величина	0,9	15,2	17,3	829,44	1,2	18,04		189	210

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	α_n	Nu	Re	Pr	$T_{\text{е турб.}}$	$T_{\text{елам.}}$	$F_{\text{п.}}$	K_1	K_2
Розмірність	-	-	-	-	К	К	м ²	-	-
Величина	0,053	1917,6	1,655	14295401377,45	218,15	218,15	145,8	0,129	6,85

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	$q_{\text{атм.12км}}$	α_v	$G_{\text{п1}}$	G_n	$G_{\text{СКВП0}}$	$q_{\text{ст.0км.}}$	$q_{\text{ст.12км.}}$	$q_{\text{л.12км}}$	$q_{\text{л.0км.}}$
Розмірність	кВт	-	т/ч	т/ч	т/ч	Вт/ч.	Вт/ч.	Вт/ч.	К
Величина	0,001	6,78	3,6	1,6	4,8	1,755	-4,446	3,5	172,05

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	$Q_{\text{скв}}$	$Q_{\text{кресл.}}$	$Q_{\text{рец.}}$	$Q_{\text{об.}}$	$Q_{\text{наб.}}$	$Q_{\text{наз.д.}}$	$Q_{\text{крейс.}}$	$Q_{\text{конв.}}$	$Q_{\text{наз.н.}}$
Розмірність	кВт/ч.	Вт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	Вт/ч.	кВт/ч
Величина	13,4	6,48	7,6	2,4	77,8	81,5	31,93	142,5	76,5

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	$Q_{ст. h=12}$	$Q_{ст. h=0}$	$Q_{СКВ2}$	$\delta_{изол.}$	$Q_{изл.}$
Розмірність	Вт/ч.	Вт/ч.	кВт/ч.	м.	Вт/ч
Величина	-1,41	28,357	33,5	0,392	0,197

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	$Q_{инф. 12км.}$	$Q_{инф. 0км.д.}$	$Q_{инф. 0км.н.}$	$Q_{инф. 300м.}$	$\Delta Q_{неуст.}$	$R_{кресл.}$	$G_{БРЭО}$	$Q_{РЭО}$
Розмірність	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	Вт/ч.	Вт/(м ² *К)	кг/ч	кВт/ч.
Величина	-15,4	2,1	7,5	8,84	2,4	0,71	52,8	1,57

Продовження таблиці 3. Теплоприпливи до ГК:

Позначення	$Q_{с.д.}$	$Q_{с.н.}$	$Q_{выд0км.}$	$Q_{выд.2,4км}$	$-Q_2$	c_p	$K_{ст}$	λ	$T_{вых. h12км}$
Розмірність	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	кВт/ч.	Вт/ч	Дж/кг град	Вт/(м ² /К)	Вт/м ² *град.	К
Величина	6,04	6,09	1,67	1,65	1,31	1005	6,85	0,0051	240,15

Продовження таблиці 3. Вологість у ГК:

Позначення	$W_{каб.вл}$	$W_{каб.прим}$	$d_{н5}$	$G_{вод.}$	$\phi_{каб.}$	$G_{вл.общ.}$	$G_{вл.пасс.}$	$g_{исп.}$	$G_{со2}$
Розмірність	м ³ /ч	м ³ /ч	г/кгс.в.	л.	%	кг/ч.	кг/ч.	гр/год	м ³ /с
Величина	273,645	304	61,361	1,364	32	18,630	17,48	89,76	

Таблиця 4. Параметри повітря, що відбирається з компресору ГТД:

Позначення	P^*	c_p	$v_{возд.}$	$\pi_{кфакт.}$	N	$G_{сж}$	$m_{т.сжо}$	$m\%$
Розмірність	Па	Дж/(кг·град)	-	-	-	кг/ч	кг	-
Величина		1026	0,97	1	17	3600	311	17,769

Продовження таблиці 4. Параметри повітря, що відбирається з компресору ГТД:

Позначення	$\pi_{к\Sigma}$	$\eta_{к.}$	$m_{скв}$	$T_{к.0км.}$	$T_{вхк.12км}$	n	$\pi_{к1}$	$\pi_{(1)}$	$T_{к.ном.}$
Розмірність	-	-	кг.	К	К	-	-	-	К
Величина	10	0,86	2365	313,45	216,7	6	1	1,4	473,15

Продовження таблиці 4. Параметри повітря, що відбирається з компресору ГТД:

Позначення	$T_{к.факт.}$	$\Delta T_{компр.}$	$P_{вх.к.12км.}$	$P_{вх.к.0км.}$
Розмірність	К	К	Па	Па
Величина	426,49	324,29	1,93994	98285,25

Таблиця 5. Параметри ТХУ:

Позначення	$\pi_{ТХфакт.}$	$G_{сек.факт.}$	L_T	$T_{вых.ТХ}$	$\eta_{ТХ}$	$Q_{Турб.}$	$N_{полн.}$	$N_{ТХобщ.}$	$\Delta T_{ТХ}$
Розмірність	-	кг/с	Вт/ч	К	-	кВт	Вт	кВт	К
Величина	10,09	52,97	- 0,75	277,15	0,83	440	672	53488	102

Продовження таблиці 5. Параметри ТХУ:

Позначення	P^*	m_T	$K_{ТХ}$	$i_{вх.}$	$i_{вых.}$	$\epsilon_{ТХ}$	$P_{компрфак}$	$P_{компр.}$	$\pi_{комп.}$
Розмірність	Па	кг*К ^{0,5} /(ч*кПа)	-	кДж	кДж	-	Па	Па	-
Величина	18681,237	151,233	0,4	359,15	292,532	8,62	705600	320000	1,2

Продовження таблиці 5. Параметри ТХУ:

Позначення	$P_{вх.ТХ}$	$N_{вен.}$	$\pi_{ТХ}$	i_0	$F_{с.кр.}$	$G_{сек}$	$c_{ист.}$	$\alpha_{отн.ТХ}$	$\alpha_{обобщ.ТХ}$
Розмірність	Па	кВт	-	кДж	м ²	кг/с	м/с	бар	бар
Величина	655600	52,28	5,96	354,915	0,000057	58,61	11,42	0,084	0,523

Продовження таблиці 5. Параметри ТХУ:

Позначення	$\epsilon_{\text{теор.0км}}$	$\epsilon_{\text{действ.0км}}$	$\epsilon_{\text{действ.12км}}$	$\alpha_{1h0км.}$	$\alpha_{1h12км.}$	$L_{к0км.}$	$L_{к12км.}$
Розмірність	-	-	-	-	-	Дж	Дж
Величина	6,025	0,888	0,52	4,344	7,52	-309,144	-80,89

Продовження таблиці 5. Параметри ТХУ:

Позначення	$\epsilon_{\text{теор.12км}}$	$\eta_{к. h12км.}$	$\eta_{к. h0км.}$
Розмірність	-	-	-
Величина	4,61	8,86	6,84

Таблиця 6. Параметри трубопроводів СКВ:

Позначення	$d_{гор.}$	$d_{хол.}$	$F_{хол.}$	$M_{п.м.гор.}$	$M_{п.м.хол.}$	ΔP_{1-4}	$\Delta I_{хол.}$	$\Delta I_{гор.}$	$F_{гор.}$
Розмірність	мм.	мм.	м ²	кг/1пог.м	кг/1пог.м	бар	м.	м.	м ²
Величина	237	343	0,029	11,069	7,12	0,232	0,0008	0,025	0,13

Продовження таблиці 6. Параметри трубопроводів СКВ:

Позначення	$S_{гор.}$	$S_{iхол.}$	$\Delta P_{мгор.}$	$\rho_{в.гор.}$	$\rho_{в.хол.}$	P_5	$\Delta P_{впр}$	ΔP_1	$\Delta P_{мхол.}$
Розмірність	м ²	м ²	бар	кг/м ³	кг/м ³	бар	Па	Па	бар
Величина	0,00923	0,1385	0,0203	3,9	2,59	0,761	0,12	50000	0,0375

Продовження таблиці 6. Параметри трубопроводів СКВ:

Позначення	$\delta_{хол.}$	$\delta_{гор.}$
Розмірність	м ²	м ²
Величина	0,001199	0,00296

Таблиця 7. Параметри теплообмінників СКВ:

Позначення	T_{jw}	$T_{4h=0км}$	$T_{4h=12км}$	$T_{a0км.}$	$T_{3h0км}$	$M_{ТО}$	$V_{ТО}$	Π	$\eta_{конд.}$
Розмірність	К	К	К	К	К	кг	м ³	-	-
Величина	425,15	696,8	390,17	360,85	457,9	2,49	5,81	0,77	0,4

Продовження таблиці 7. Параметри теплообмінників СКВ:

Позначення	$T_{3h12км.}$	$T_{a12км.}$	$T_{7h0км}$	T_9	$T_{кондh=0км.}$	$\eta_{ввт2}$	$\eta_{ввт1}$	$T_{5h=0км.}$
Розмірність	К	К	К	К	К	-	-	К
Величина	255,55 (345,15)	231,19	563,61	299,15	287,9	0,5	0,5 [5]; 0,85 [38]	278,97

Продовження таблиці 7. Параметри теплообмінників СКВ:

Позначення	$T_{5h=12км.}$	$T_{кондh=0км.}$	$T_{5вл.}$	$T_{5вых.ТХсух.}$	ξ
Розмірність	К	К	К	К	-
Величина	343,15	343,16	237,15	327,15	7,29

6.5. Вологість повітря в кабіні екіпажу та в пасажирському салоні.

При тривалих висотних перельотах в кабінах вентиляційного типу спостерігається осушення повітря через нестачу вологи в атмосферному повітрі, що нагнітається компресором ГТД [64, с.55]. Т.Н.Karakos, F.Atmaca, S.Kaba, S.Toka, B.Isiki зазначають, що відносна вологість повітря в салоні має дві важливі характеристики, які мають відношення до якості повітря: комфорт пасажирів і вплив на конструкцію літака і безпеку польотів. Змішуванням зовнішнього та рециркулюючого повітря з салону, досягається відносна вологість повітря близько 10–20 %. Эти значения ниже показателей, задаваемых стандартами комфорта ASHRAE [115]. Для вирішення цієї проблеми використовуються зволожувачі повітря. Вода поступає під тиском 1,2 ат. через змеєвік до форсуночного розпилювача. В зміївику вода підігрівається гарячим

повітрям від компресору ГТД. Для підсмоктування до води підводиться стиснене повітря під тиском в 2 ат. Виходячи с великою швидкістю з форсунки, воно підсмоктує воду, розпилює її та утворює водяний пил. Распылённая вода испаряется в горячем повітрі, который поступает на вход в кабину [64, с.59].

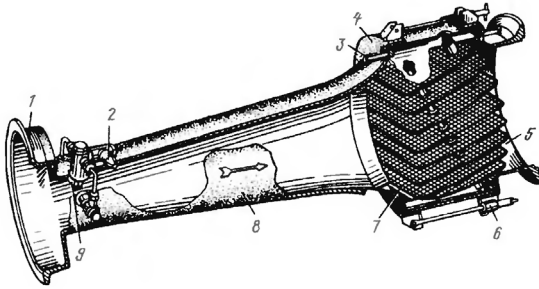


Рис. 4.4. Форсуночный увлажнитель:
1 – фланец; 2 – штуцер подвода воды; 3 – чека; 4 – кольцо; 5 – выходной фланец;
6 – стяжной винт; 7 – сетка; 8 – корпус; 9 – форсунка

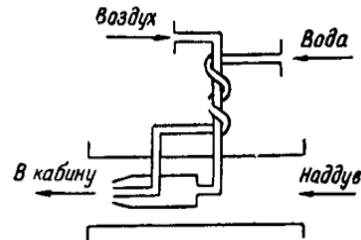


Рис. 2.25. Принципиальная схема форсуночного увлажнителя

Форсуночный увлажнитель с пневматическим распылением воды на базе трубки Вентури (Water injector) [38, с.93].

Неприпустимою є висока відносна вологість (вище за 70 %), особливо при високій температурі, що створює дискомфортну середу для пасажирів. При такій ситуації, в салоні випадає конденсат, і краплі води можуть викликати корозію, которая может представлять опасность для конструкции самолета. опасные для человека биологические организмы могут размножаться в условиях повышенной влажности. [115].

6.6. Схеми распределения воздуха в кабине экипажа и в пассажирском салоне. Общие требования до гермокабін.

Урегулювані нормами ОСТ 1 02738-93 «Салон пассажирский самолетов. Общие требования», а также FAR § 25.831 Ventilation (2), где указано, что воздухозаборники и проходы для потока повітря между кабиной летного екіпажу и пассажирскими салонами устроены таким образом, чтобы обеспечить температуру в отсеке в пределах 5 градусов по Фаренгейту и достаточную вентиляцию для пассажиров. (3) Контроль температуры и вентиляции должен быть доступен летному екіпажу [130]. Кабина екіпажу и ее оборудование должны обеспечивать членам минимального летного екіпажу выполнение обязанностей без чрезмерной концентрации внимания или усталости (пп. а п. 25.771 АП) [84]. (а*) При прекращении подачи повітря от половины источников сжатого повітря (наддува) в случае отказа последних или при выходе из строя половины подсистем системы кондиционирования количество подаваемого повітря на каждого пассажира должно быть не менее 0,163 м³/мин. (b*) Наддув кабины должен осуществляться не менее чем от двух источников сжатого повітря. Система кондиционирования повітря (СКВ) должна состоять не менее чем из двух независимых подсистем. При выходе из строя одной из них или прекращении подачи повітря от 50% источников сжатого воздуха температура в кабине не должна падать ниже +5 °С и не должна превышать значений, приведенных на графике, в зависимости от времени работы системы после возникновения отказа. (с*) При отказе 50% источников сжатого воздуха должна обеспечиваться подача его от оставшихся источников ко всем потребителям (АП [84])[130]. FAR § 25.831 Ventilation 2) Самолет должен быть спроектирован так, чтобы лица, находящиеся на борту, не подвергались воздействию

давления в кабине, соответствующего высотам, которые превышают нижеприведенные значения после разгерметизации вследствие любого отказа, для которого не показано, что он должен быть практически невероятным: (i) 7 600 м (25 000 футов) - более чем 2 мин; или (ii) 12 200 м (40 000 футов) - для любого промежутка времени. (3) При оценке разгерметизации кабины должны быть рассмотрены отказы конструкции самолета, двигателя и систем. (b) Герметические кабины должны иметь по крайней мере следующие клапаны, органы управления и индикаторы для регулирования давления в кабине: (1) Два предохранительных клапана или функционально равноценные им устройства для автоматического ограничения положительного перепада давления до заданной величины при максимальной подаче повітря источником давления (АП [84]) [130]. А.В.Суворов: приточный повітря, подготовленный в СКВ, поступает в гермокабину по воздухопроводам и равномерно распределяется по объему кабины воздухораспределительными устройствами [9, с.13]. Система вентиляции и распределения повітря предназначена для создания в кабине экипажа, пассажирских салонах, бытовых помещениях комфортных условий. Система обеспечивает подачу повітря от системы охлаждения до мест выхода его в гермокабину.

Система вентиляции и распределения повітря включает:

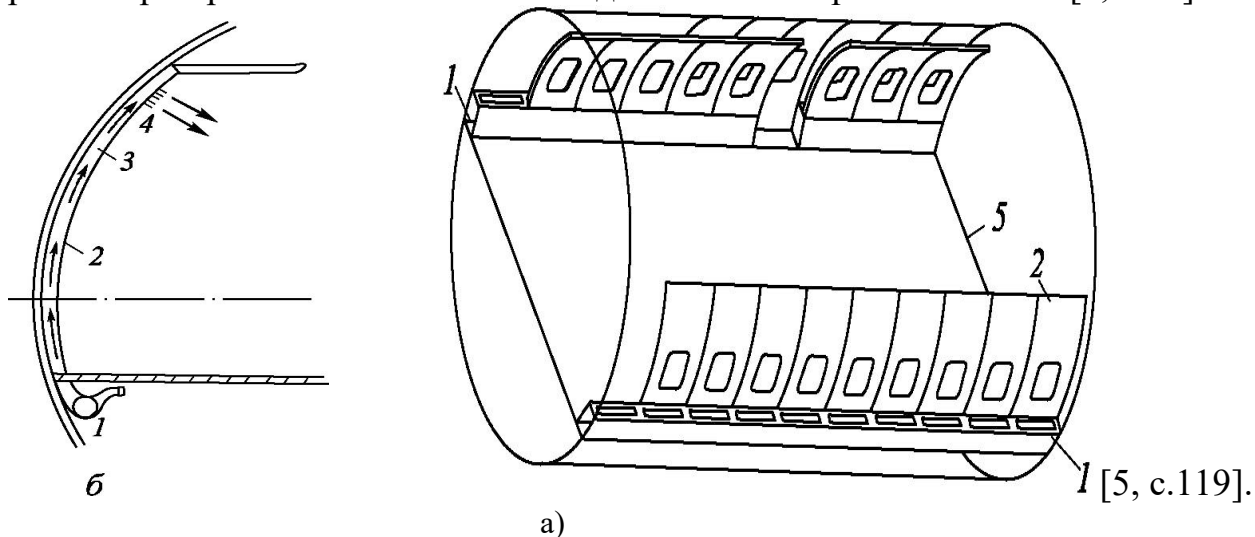
- узел входа и систему рециркуляции;
- систему подачи повітря в салоны;
- систему подачи повітря в кабину экипажа;
- систему вентиляции бытовых помещений;
- воздухонагреватели электрические в кабине экипажа;
- систему регулирования температуры.
- систему индивидуальной вентиляции.

Система охлаждения обеспечивает охлаждение воздуха, подаваемого системой отбора и подачи повітря, до требуемой температуры и подачу в гермокабину заданного расхода для наддува, охлаждения или обогрева гермокабины. (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-051. [55, с.406]). От системы охлаждения повітря поступает в узел входа и систему рециркуляції и далее в систему подачи повітря в переднюю и заднюю части пассажирской кабины и систему индивидуальной вентиляции. Рециркуляционный повітря отсасывается вентиляторами из салонов, очищается и подмешивается к воздуху, поступающему из системы охлаждения. Система подачи воздуха в салоны обеспечивает распределение воздуха по пассажирской кабине. Система подачи повітря в кабину экипажа обеспечивает подачу и распределение повітря по кабине экипажа. В кабине экипажа устанавливаются воздухонагреватели обогрева стекол кабины и ног пилотов, предусмотрена индивидуальная вентиляция воздухом для каждого члена экипажа с помощью регулируемых насадок индивидуальной вентиляции. Система регулирования температуры совместно с системой охлаждения обеспечивает независимое регулирование температуры повітря в кабине экипажа, передней и задней части пассажирской кабины в соответствии с установкой датчиков температуры. Горячий повітря для системы регулирования температуры подается из системы охлаждения. Система вентиляции бытовых помещений обеспечивает отсос воздуха из туалетов и кухонь и сброс его в районе выпускных клапанов САРД. (РТЭ Ту-204 [55, Разд. 21, с.5]). Воздух для кабины

экипажа подается от узла входа. Далее из нижнего распределительного трубопровода проходит через электроподогреватели и подается к насадкам обогрева ног левого и правого пилотов, а через электропо-догреватель – к насадкам обдува лобовых стекол. Из верхнего распределительного трубопровода повітря проходит через электроподогреватели и поступает к насадкам обдува боковых стекол и форточек. (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-051. [55, с.398]). системы охлаждения по левому борту (СКВ1) и по правому борту (СКВ2) практически одинаковы, описание и работа системы охлаждения повітря рассматриваются применительно к системе левого борта (СКВ1). Воздух от системы охлаждения по трубопроводам поступает в эжекторы. Часть воздуха из пассажирских салонов по коробам подается с помощью вентиляторов к эжекторам, пройдя предварительно очистку в фильтрах. Контроль напора, создаваемого вентиляторами, производится датчиками давления. Для исключения разгерметизации гермокабины при разрушении эжекторов, расположенных в негерметичной зоне, устанавливаются заслонки. Смешанный воздух по трубопроводам через обратные клапаны подается в коллектор холодного воздуха. В трубопроводах подачи смешанного воздуха устанавливаются датчики температуры повітря на выходе системы охлаждения. К трубопроводу левого борта подстыкован штуцер наземного кондиционера (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.227]). В режиме охлаждения (при температуре подаваемого воздуха ниже 30°C) воздух подается через верхние вентиляционные трубопроводы, поступает к потолочным насадкам. В режиме обогрева (при температуре подаваемого воздуха выше 30°C) открываются заслонки соответствующего салона и воздух (примерно 40% от суммарной подачи в салон) подается к нижним насадкам. Температура повітря в кабине экипажа, переднем и заднем салонах замеряется датчиками температуры, которые обдуваются вентиляторами. Из пассажирских салонов, воздух в зоне багажных полок входит в щели, образованные интерьером и теплозвукоизоляцией, поступает в пространство под полом и через выпускные клапаны САРД сбрасывается в атмосферу. Воздух, сбрасываемый из салонов в зоне центроплана и ниши основного шасси № 33 - 46 шп., по трубопроводам подается в систему рециркуляции вентиляторами. Подача воздуха в бытовые помещения осуществляется через щелевые насадки, расположенные в потолочных панелях кухни и туалетов. Отсос повітря повітря из бытовых помещений производится специальными вентиляторами. Температура воздуха в кабине экипажа, переднем и заднем салонах задается и регулируется автоматически и независимо друг от друга системой регулирования температуры (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.228]). Воздух в заднюю кухню подается из распределительных трубопроводов системы подачи воздуха в заднюю часть пассажирской кабины. Из переднего туалета и кухни повітря принудительно отсасывается вентилятором, и сбрасывается в зоне переднего выпускного клапана САРД. Из средних туалетов и задней кухни воздух отсасывается вентилятором (2) и сбрасывается в зоне заднего выпускного клапана САРД. (РТЭ Ту-204. [55, Разд. 21, с.298]). Для организации воздухораспределения в кабинах с панельной термостабилизацией используются панели, устанавливаемые вдоль борта самолета. Различают прямую и обратную панельные системы.

В прямых панельных системах воздух из системы кондиционирования подается по раздаточным коробам в воздушные каналы панелей, нагревая или охлаждая их в зависимости от режима работы СКВ. Стенки панелей образуются теплоизоляцией

внешнего ограждения кабины и внутренними облицовочными панелями. Для улучшения теплопередачи облицовочные панели выполняются из тонкого материала с хорошей теплопроводностью. Воздух из панели выходит через жалюзи в кабину. Одновременно для удаления излишков теплоты в кабину поступает холодный воздух через общую и индивидуальную системы вентиляции. Сброс воздуха из салонов в подпольную часть фюзеляжа осуществляется через специальные отверстия, равномерно расположенные по всей длине пассажирских салонов [9, с.13].



Тепловые панели (б) и их компоновка в пассажирской кабине самолета (а):
 1 - радиаторный короб; 2 — тепловая панель; 3 - воздушный канал панели; 4 — жалюзи; 5 — пассажирский салон.

Система индивидуальной вентиляции в кабине самолета – это комплекс устройств, обеспечивающих принудительный обдув каждого пассажира или члена экипажа самолета (вертолета) воздухом с регулированием расхода и направления обдува самим пассажиром или членом экипажа (п.6 ГОСТ 22607-77).

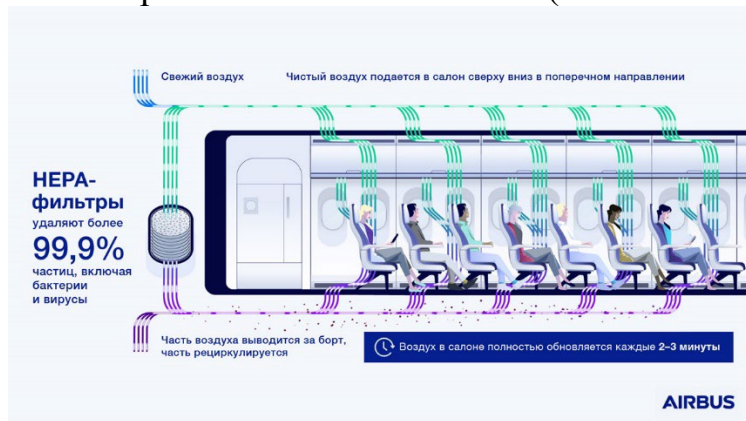


Схема распределения потоков воздуха в салоне самолётов семейства «Аирбас» [117].

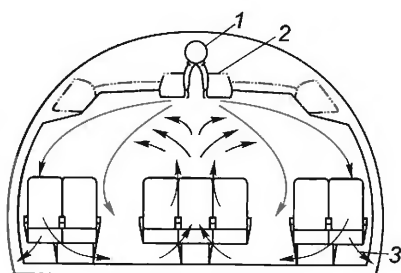


Рис. 11.15. Схема подачи воздуха в пассажирский салон самолета "Боинг 767":
 1 – трубопровод верхней подачи воздуха; 2 – потолочный распределитель воздуха; 3 – выпуск воздуха из салона

[38, с.280].

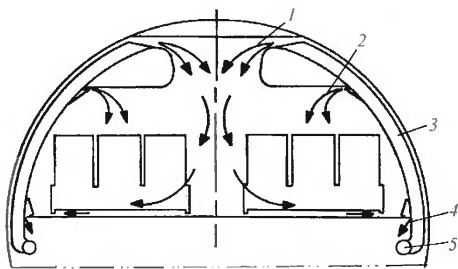


Рис. 11.17. Схема подачи воздуха в пассажирский салон самолета А-320:
 1 — подача воздуха через верхние выпускные отверстия; 2 — подача воздуха через нижние выпускные отверстия; 3 — трубопровод подачи воздуха в верхнюю зону; 4 — выпуск воздуха из салона; 5 — левый трубопровод подачи воздуха в переднюю (заднюю) зону

[38, с.281].

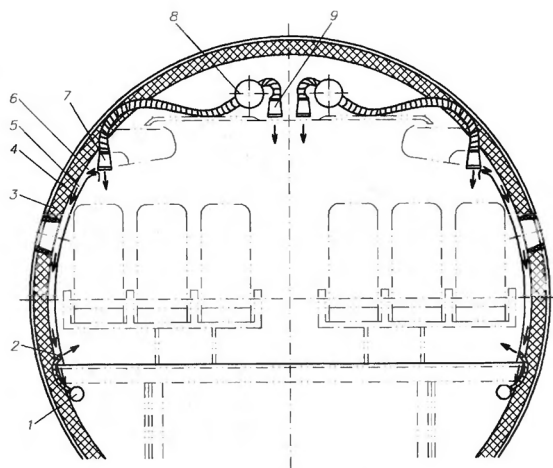
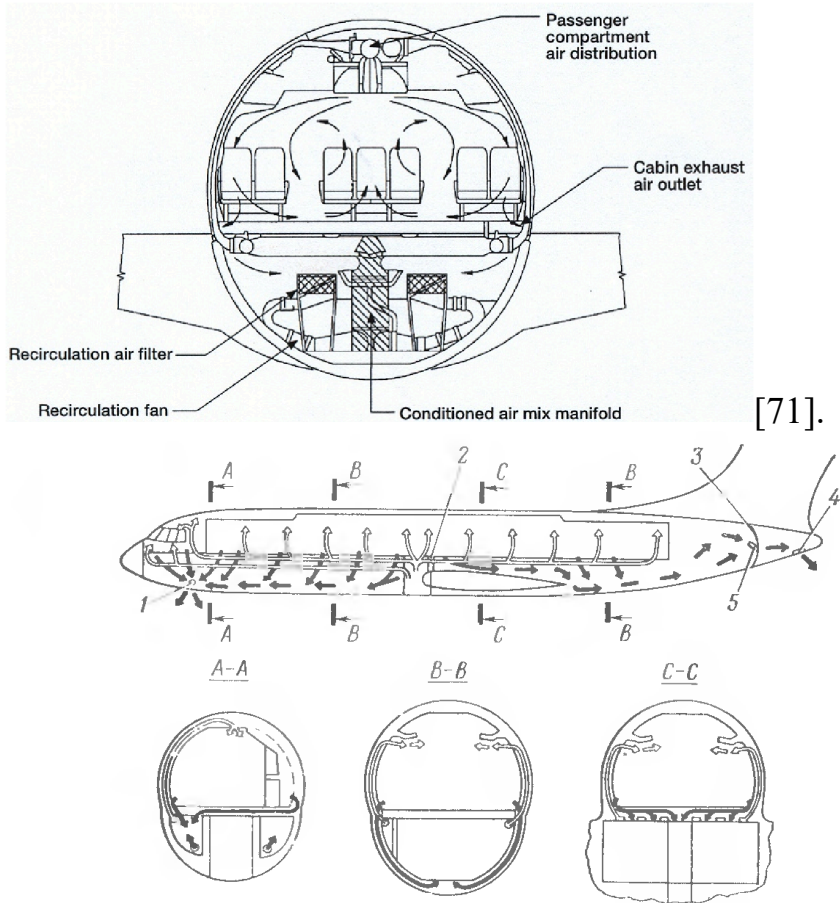


Рис. 11.2. Схема подачи воздуха в пассажирский салон самолета Ту-204:
 1 — трубопровод нижней подачи воздуха; 2 — нижний насадок; 3 — теплозвукоизоляция; 4 — панель интерьера; 5 — зазор между теплозвукоизоляцией и панелью интерьера; 6 — выпуск воздуха из салона; 7 — насадок за багажными полками; 8 — трубопровод верхней подачи воздуха; 9 — насадок в потолочной части салона

[38, с.267].

Пат. RU 2492114 2013г. система кондиционирования воздуха по меньшей мере одной зоны воздушного судна содержит устройство подготовки воздуха, предназначенное для подготовки и кондиционирования воздуха, который подают в вентилируемую зону воздушного судна, подлежащую вентиляции при требуемой температуре, требуемом давлении, требуемой влажности и в требуемом объеме. устройство подготовки воздуха содержит также смеситель, в котором кондиционированный воздух, подготовленный компрессорной установкой, смешивают с рециркуляционным воздухом для того, чтобы регулировать температуру и/или влажность воздуха, подаваемого устройством подготовки воздуха. Точную регулировку температуры отдельных зон кондиционирования воздуха можно осуществлять путем подачи дополнительного горячего воздуха в направлении потока от смесителя. Первый конец приточного канала системы кондиционирования воздуха по меньшей мере одной зоны воздушного судна соединен с устройством подготовки воздуха. Второй конец указанного приточного канала соединен с впускным отверстием для воздуха, которое расположено вблизи пола в вентилируемой зоне воздушного судна. Таким образом, приточный канал осуществляет связь между устройством подготовки воздуха и впускным отверстием. Система может содержать только одно обширное впускное отверстие. система кондиционирования воздуха содержит управляющее устройство, выполненное с возможностью обеспечения подачи воздуха, подготовленного в устройстве подготовки воздуха, через впускное

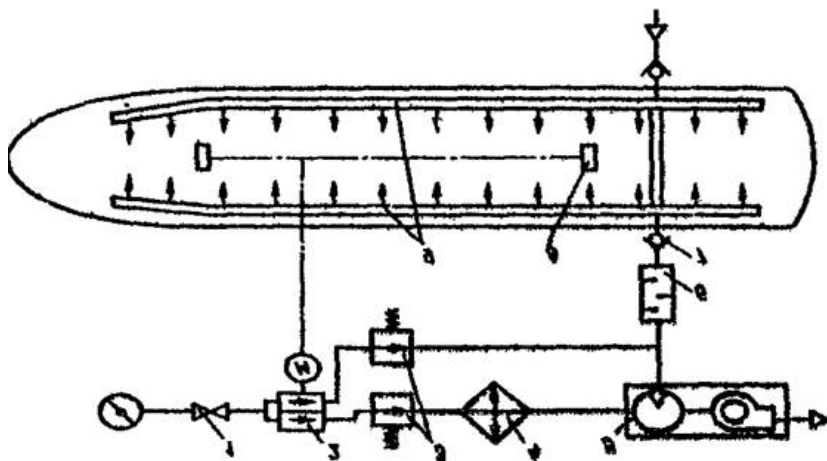
отверстие в вентилируемую зону воздушного судна с такой скоростью, которая обеспечивает распределение воздуха в вентилируемой зоне воздушного судна вблизи пола и подъем воздуха к источникам тепла, имеющимся в вентилируемой зоне воздушного судна. управляющее устройство обеспечивает такое давление в приточном канале, при котором воздух выходит из впускного отверстия со значительно более низким импульсом и скоростью, чем в случае системы, работающей по принципу вентиляции перемешиванием [102].



[71].

Рис. 6.6. Схема потоков воздуха в кабинах самолета:
 1, 5—выпускные клапаны; 2—герметизирующая шторка; 3—задняя герметичная перегородка; 4—жалюзи выпуска воздуха в атмосферу

[1, с.182].



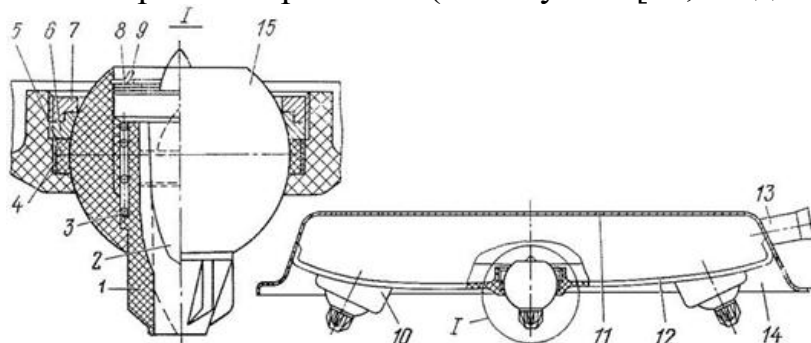
Принципиальная схема распределения воздуха по основным потребителям:

1- регулятор перепада в «теплом» коллекторе на 0.15 кгс/см²; 2 – предохранительные клапаны на 0.2 кгс/см²; 3 – блок смесительных заслонок третьего салона; 4- двухканальная смесительная заслонка кабины экипажа; 5 – командный прибор регулятора температуры воздуха в кабине экипажа; 6,7 – сигнализатор температуры и заслонка перепуска воздуха по уровням в кабине экипажа; 8 – ручная заслонка обдува стекол; 9 – датчик температуры воздуха в кабине экипажа; 10 – переключатель регулятора температуры воздуха в кабине экипажа; 11 – задатчик температуры; 12 – короб вентиляции; 13 – датчик температуры; 14,15 – двухканальная заслонка и сигнализатор температуры перепуска воздуха по уровням в третьем салоне; 16 – командный прибор регулятора температуры воздуха в третьем салоне; 17 – отсечной клапан.

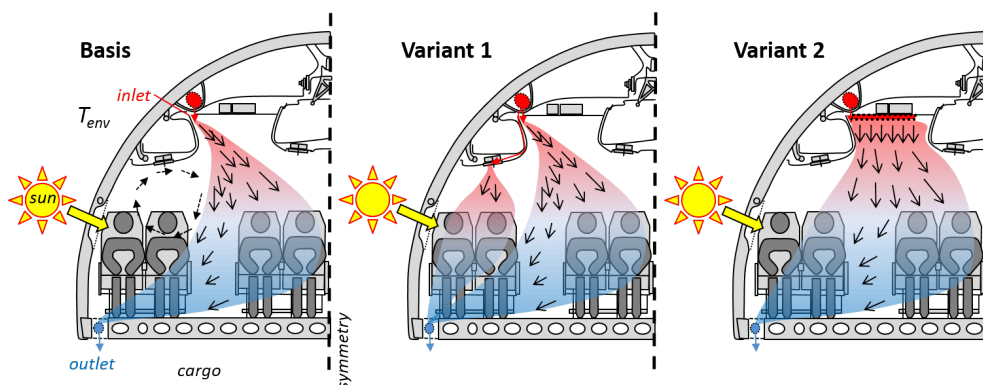
Примечание. Подача воздуха в первый и второй салоны аналогична подаче в третий салон [121].



Gasper vent over passenger seats of a Boeing 737-800 [122]. Система индивидуальной вентиляции обеспечивает подачу воздуха к насадкам индивидуальной вентиляции, расположенным на панелях обслуживания над пассажирскими креслами. (РТЭ Ту-204 [55, Разд. 21, с.5]).



Коробка с малым насадком индивидуальной вентиляции Ту-154: 1-- штуцер; 2-- челнок; 3 -- спиральная пружина; 4-- кольцевая пружина; 5 -- войлочное уплотнительное кольцо; 6 -- фторопластовое уплотнительное кольцо; 7 -- гайка; 8 -- упорная шайба; 9 -- пружинное кольцо; 10 -- насадок индивидуальной вентиляции; 11 -- коробка; 12 -- панель; 13 -- патрубок; 14 -- коробка с насадками; 15 -- шаровая втулка [113] [60, с.104].



Различные концепции кондиционирования салона [63].

6.7. Електробезпе́чність СКП.

СКВ должна соответствовать требованиям ОСТ 54-3-2643.70-98 ССБТ. «Электробезопасность. Общие требования при обслуживании воздушных судов гражданской авиации» [96], а также ГОСТ 12.1.030-81 ССБ. «Электробезопасность. Защитное заземление, зануление».

6.8. Пожежеобезпечність СКП.

Согласно ОСТ 1 02622-87, средства пожарной защиты – это совокупность конструктивных мер пожарной защиты, средств пожарной сигнализации и пожаротушения, устанавливаемых на самолете (вертолете).

Система пожаротушения определяется как совокупность устройств для тушения пожара на борту самолета (вертолета) с дистанционным включением.

СКВ должна соответствовать требованиям: НПО ГА-85 «Наставление по пожарной охране в ГА СССР», ДСТУ 0.01-1.01-95 «Правила пожежної безпеки в Україні»; ГОСТ 12.1.004-91 ССБТ. «Пожарная безопасность. Общие требования»; ГОСТ 12.1.010-76 «Взрывобезопасность. Общие требования»; ГОСТ 12.1.044-84 «Пожаровзрывобезопасность веществ и материалов. Номенклатура показателей и методы их определения». Согласно АП-25, размещение трубопроводов и агрегатов СКВ должно быть таким, чтобы при их возможном разрушении воздействие горячего воздуха с температурой более 200 °С на элементы конструкции и другие системы самолета не приводило к ситуации, худшей, чем усложнение полета [84].

Количество пассажирских мест	Число огнетушителей
7 - 30	1
31 - 60	2
61 - 200	3
201 - 300	4
301 - 400	5
401 - 500	6
501 - 600	7
601 - 700	8

(джерело таблиці: пп. п. 25.851 АП) [84].

Согласно FAR § 25.851 Fire extinguishers: а) ручные огнетушители: (1) Каждый ручной огнетушитель должен быть одобрен. (2) Виды и количества каждого используемого огнетушащего вещества должны соответствовать видам пожаров, которые могут возникнуть в случае применения этого вещества. (3) Каждый огнетушитель для использования в отсеке для персонала должен быть спроектирован таким образом, чтобы свести к минимуму опасность концентрации токсичных газов. б) встроенные огнетушители. Если требуется встроенная система пожаротушения: (1) Пропускная способность каждой системы по отношению к объему отсека, в котором он используется, и скорости вентиляции должна быть достаточной для любого пожара, который может произойти в этом отсеке. (2) Каждая система должна быть установлена таким образом, чтобы: i) огнетушащее вещество, которое может попасть в отсеки для персонала, не будет присутствовать в количестве, опасном для пассажиров; и ii) Отсутствие разряда огнетушителя может привести к повреждению конструкции [130].

6.9. Шум, який виникає в СКП та в її агрегатах.

В.І.Токарев, Б.Н.Мельніков В.М.Воротинцев: шум от СКВ является одним из основных источников шума в гермокабине [17, с.9]. Г.И.Воронин шум в гермокабине не должен превышать 100 дБ при низких частотах, 90 при средних и 80 при высоких

[1, с.30]. В.И.Токарев, Б.Н.Мельников В.М.Воротынцев одним из методов снижения шума СКВ является снижение перепадов давления на агрегатах, расположенных вблизи выходных патрубков воздухораспределения [17, с.79]. Акустические колебания, генерируемые ступенью отбора компрессора, распространяются по каналам СКВ в кабину самолёта [17, с.36].

Расчёт уровня звукового давления (УЗД):

$$L = L_{\psi} + 10 \lg \left(\frac{\Phi}{4\pi r^2} + \frac{\psi}{B} \right), \quad [17, \text{с.32}], \text{ де: } L_w - \text{уровень звуковой мощности; } \Phi -$$

фактор направленности источника шума; r – расстояние от источника шума до расчётной точки.

$$B = \frac{S_k \alpha_{\text{ср}}}{(1 - \alpha_{\text{ср}})} \quad \text{где: } S_k - \text{площадь ограждаемых поверхностей; } \alpha_{\text{ср}} - \text{средний коэффициент звукопоглощения; } \psi - \text{коэффициент, учитывающий диффузность звукового потока в кабине. [17, с.32].}$$

Средний коэффициент звукопоглощения:

$$\alpha_{\text{ср}} = \frac{2,75 V_k}{S_k T_p \sqrt{T_k}} \quad \text{где: } V_k - \text{объём гермокабины; } T_p - \text{среднее время реверберации в заданной полосе частот; } T_k - \text{температура воздуха в ГК [17, с.33].}$$

УЗМ шум, привносимый в СКВ от компрессора на входе в ступень отбора и лопаток рабочего колеса:

$$L_{w_i} = 10 \lg \left[\frac{G_k v_i^5}{a_i^3} \cdot \frac{h_i \tau_i^2 z_i}{\delta_i D_i \left(1 + \frac{\pi b_i \omega}{v_i} \right) \cos v_i} \right] + 84,$$

где: z_i – число лопаток рабочего колеса i -й ступени; n – частота вращения ротора компрессора; v_i – относительная скорость потока на входе в лопатку; G_k – расход воздуха через компрессор в сечении ступени отбора; a_i – местная скорость звука; h_i – высота лопаток рабочего колеса; τ_i – густота колёс; b_i – длина хорды лопатки рабочего колеса i -й ступени; D_i – внешний диаметр рабочего колеса; v_i – угол относительной скорости на выходе из ступени; δ_i – относительный осевой зазор между лопатками спрямляющего аппарата и рабочего колеса, $\omega_i = 2\pi f_i$ [17, с.36].

УЗМ широкополосного шума, для расчётного режима работы i -й ступени отбора компрессора:

$$L_{w_{\text{шн}}} = 10 \lg \left[\frac{G_k v_i^5}{a_i^3} \cdot \frac{\tau_i c_y^2 (\bar{c}_a)^{-6}}{\text{Re}^{0,4}} \right] + 79,$$

где: c_a – осевая скорость на внешнем радиусе компрессора = c_a/u_k ; u_k – окружная скорость лопаток рабочего колеса компрессора; Re – число Рейнольдса для воздуха; c_y – коэффициент подъёмной силы лопатки; $y_i = 0,1$; v – кинематический коэффициент вязкости [17, с.36]. $\text{Re} = (v_i * y_i)/\nu$.

Глушители шума делятся на активные и реактивные. Глушитель активного типа – используются пористые материалы. Глушитель реактивного типа – действует по принципу акустического фильтра [17, с.90].

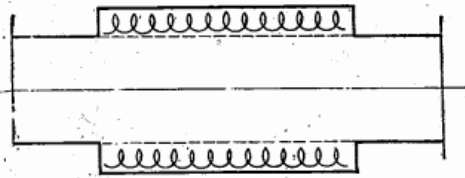


Рис. 4.1. Схема активного глушителя шума

Схема трубчатого глушителя шума [17, с.91].

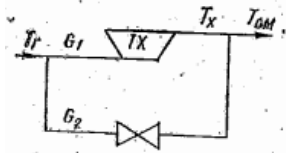


Рис. 3.9. Схема параллельной работы ТХ и обводной заслонки

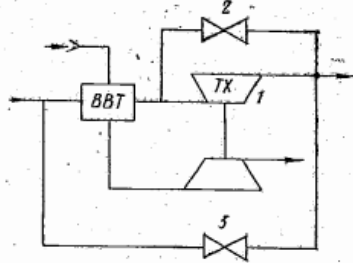
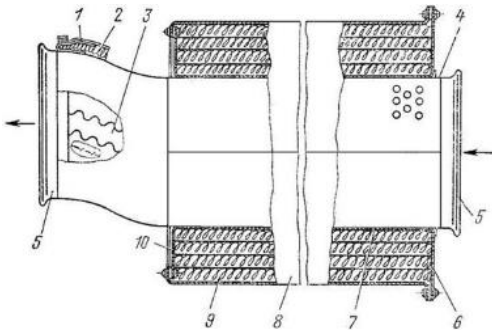


Рис. 3.10. Схема основного блока охлаждения типичной СКВ [17, с.80].



Глушитель шума Ту-154: 1 -- облицовочная ткань АЗТ; 2 -- теплозвукоизоляция АТМ-3; 3 -- лента АЗТ; 4 -- перфорированная труба; 5, 6, 10 -- фланец; 7-- сетка; 8 -- кожух; 9 -- теплозвукоизоляция ВТ-4С [113]. [60, с.102].

Согласно п.3.1 ГОСТ 20296-2014, шум в салонах и кабине экипажа самолета (вертолета), а также на рабочих местах бортпроводников нормируется предельными спектрами уровней звукового давления (дБ) в октавных полосах частот со среднегеометрическими частотами 31,5; 63; 125; 250; 500; 1000; 2000; 4000 и 8000 Гц и уровнями звука в дБА.

Место измерения шума	Номер предельного спектра самолетов		
	дальних магистральных	средних и ближних магистральных и сверхзвуковых	местных воздушных линий
Салон первого класса	ПС-70	ПС-75	ПС-80
Салон туристского класса	ПС-75	ПС-80	
Салон экономического класса	ПС-80	ПС-80	
Кабина экипажа	ПС-75		
Рабочее место бортпроводника	ПС-80		

[61].

Методы измерения уровней шума СКВ на самолётах ГА изложены в ОСТ 1 02551-85 [31]. Детальный порядок расчётов шумопоглощающих устройств содержится в монографии В.А.Самолетова «Акустический расчёт систем вентиляции и кондиционирования» [76].

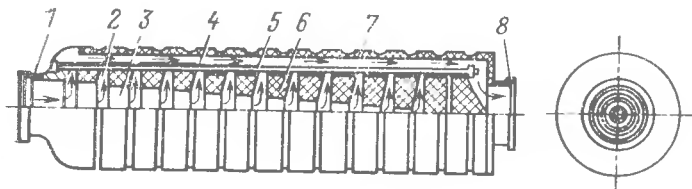


Рис. 10.23. Глушитель шума

1, 8—патрубки; 2—камера; 3—кольцо; 4—трубка; 5—болт; 6—гайка;
7—корпус

[1, с.431].

Снижение шума при длине глушителя до 5 калибров:

$\Delta L_{нГ} = \Delta L_{4Г} (1 + 3 \lg n_k)$, [38, с.313], где: n_k - число калибров глушителя; $\Delta L_{Г}$ - снижение шума.

6.10. Шум в трубопроводах СКП.

Для уменьшения шума на трубопровод наносится три слоя вибропоглощающего покрытия СКЛ-25 общей толщиной 3 мм. (Ту-204. РТЭ. Разд. КСКВ-021 [55, с.118]).

Расчёт уровня шума в трубопроводах:

$T = W / W_0 = e^{-\alpha x}$, где: W - объёмный расход потока; W_0 - мощность шума в начальном сечении канала; α - коэффициент затухания шума в канале; T - коэффициент прохождения звука [38, с.305].

Снижение шума определяется по формуле:

$$\Delta L_{зв} = 1,1 \frac{\varphi(\alpha) \Pi}{S} l, \text{ дБ},$$

[14, с.53], где: $\varphi(\alpha)$ - коэффициент звукопоглощения внутренней облицовки канала; S - площадь поперечного сечения канала, м^2 ; l - длина облицовочной части канала глушителя, м.; Π - периметр сечения воздухопровода, м.

Пример глушителя в трубопроводе СКВ предложен фирмой «Аирбас» в пат. № RU 2453775, который содержит в изгибе трубы воздухопровода звукопоглощающий материал и акустический сепаратор, содержащий микроперфорации с диаметром менее 1 мм.

6.11. Шум в агрегатах СКП.

УЗМ шума дроссельных агрегатов:

$$L_W = 10 \lg W + 120. \quad [17, \text{с.47}].$$

где: W - мощность шума дроссельных агрегатов СКВ:

$$W = K \frac{\Delta P^3 d_y^2}{\rho_n^2 \cdot a_n^3}, \quad [17, \text{с.46}].$$

где: $K = \gamma \zeta^\delta$, γ , δ - экспериментальные константы; d_y - условный диаметр воздухопровода агрегата; ρ - плотность воздуха; ζ - коэффициент сопротивления трубопровода; a - скорость звука в потоке за агрегатом; ΔP - перепад давления на агрегате.

Шум в эжекторе смесителя [17, с.47]:

$$\Delta L_W = -7,137 - 10,439 \lg Sh - 15,415 (\lg Sh - 0,523)^2 - 2,127 (\lg Sh - 0,523)^3 + 0,177 (\lg Sh - 0,523)^4,$$

где: $Sh = fd_y/u_s$

u_3 – скорость на срезе сопла эжектирующего потока; d_3 – эквивалентный диаметр эжектора.

6.12. Шум від турбохолодильника.

В.И.Токарев, Б.Н.Мельников В.М.Воротынцев отмечают, что спектр шума турбины ТХ - широкополосный, с выраженными дискретными составляющими [17, с.52]. Находится по формуле:

$$W = K \frac{\Delta P^3 d_y^2}{\rho_n^2 a_n^3}, \text{ где: } K = 3,162 \cdot 10^{-4} (\zeta/139) \delta^T.$$

6.13. Шумоізоляція СКВ.

В.И.Токарев, Б.Н.Мельников В.М.Воротынцев: при последовательной работе агрегатов СКВ последующий агрегат будет отражать акустические колебания, возникшие в предыдущем агрегате [17, с.54-55].

М.С.Танонин, С.В.Костромитинов: шум от СКВ является определяющим в общем акустическом поле пассажирского салона. *Основными источниками шума в СКВ являются:*

- вихревые потоки при течении воздуха в агрегатах и трубопроводах;
- выпускные клапаны САРД;
- регуляторы избыточного давления;
- установки охлаждения;
- перекрывные заслонки;
- вентиляторы системы охлаждения РЭА, системы вытяжки и рециркуляции;
- коллекторы воздуха;
- фасонные элементы и прямые участки трубопроводов;
- ограничительные (дрессельные) шайбы для перераспределения потоков;
- вентиляционные насадки, решетки, жалюзи и т.д. Анализ акустических характеристик основных агрегатов СКВ, их расположения и способа установки, а также проведение предварительных акустических расчетов позволило сформулировать следующие мероприятия по снижению шума в пассажирских салонах.

По системе вентиляции:

1. Уменьшение скоростей потоков воздуха, как в магистральных, так и в отводных трубопроводах;
2. Применение гибких шлангов с внешней спиралью вместо шлангов с внутренней спиралью;
3. Замена ограничительных шайб с одним центральным отверстием на перфорированные с большим количеством отверстий, т.к. такая конструкция является акустически более совершенной;
4. Использование глушителей шума на входе в пассажирскую кабину и на входе в особо важные помещения;
5. Оклеивка коллектора холодного воздуха, а также всех «стояков» из полимерных композиционных материалов вибропоглощающим материалом ВТП-1В.

По системе рециркуляции:

1. Применение виброизолирующей подвески вентиляторов;
2. Замена шлангов на выходе из вентиляторов на шумоглушители;
3. Применение звукоизолирующих кожухов на вентиляторы;
4. Введение в руководство по летной эксплуатации

разрешения на отключение системы рециркуляции в полете при достижении в салоне установившегося температурного режима.

По САРД:

1. Применение звукоизолирующих кожухов на выпускные клапаны.

По системе охлаждения РЭА:

1. Применение звукоизолирующей подвески вентиляторов; 2. Применение звукоизолирующих кожухов на вентиляторы; 3. Установка звукозащитных экранов перед воздухозаборниками; 4. Оклеяка вибропоглощающим материалом СКЛГ-6020М плоских поверхностей входных и выходных коллекторов стеллажей с РЭА; 5. Оклеяка вибропоглощающим материалом ВТП-1В плоских поверхностей входных патрубков теплообменников; 6. Замена шлангов на шумоглушители.

По системе вытяжки из бытовых помещений:

1. Увеличение диаметров магистралей для снижения скорости потока воздуха; 2. Замена гибких шлангов с внутренней спиралью на шланги с внешней спиралью; 3. Применение виброизолирующей подвески вентиляторов; 4. Применение звукоизолирующих кожухов на вентиляторы; 5. Применение глушителей шума вместо шлангов на входе и выходе вентиляторов;

По каюте главного пассажира:

1. Размещение каюты главного пассажира в районе 25...35 шп. (самое тихое место); 2. Использование в материалах отделки интерьера материалов с коэффициентом звукопоглощения не ниже 0,6.

Все вышеперечисленные мероприятия должны дать ориентировочное снижение шума в салоне не менее 7.12 дБА [88].

Активное шумоподавление предложено в пат. №RU2469909C2 (2012 год). Самолет содержит кабину. Кабина включает облицовочные панели, систему активного контроля окружающего шума. Каждая облицовочная панель является либо активной панелью, либо пассивной панелью. Активная панель содержит приводы, питаемые системой активного контроля шума. Проводка питания активных панелей выполнена с возможностью соединения с активными панелями. Система питания активных панелей соединена с проводкой питания активных панелей. активную панель соединяют с проводкой системы активного контроля шума [108].

6.14. Вібрації, які виникають в СКП та в її агрегатах.

Таблица 1.14

Характеристика вибрации	Реакция человека
75—120 гц, амплитуда 0,01 мм 60—75 гц, амплитуда 0,01—0,02 мм 50—65 гц, амплитуда 0,02—0,03 мм 60—65 гц, амплитуда более 0,03 мм	Не ощущается Раздражает, временно отвлекает Отвлекает постоянно Создает невозможные условия для работы

[64, с.27].

Некоторые данные, характеризующие переносимость вибраций человеком

Группы вибрации	Частота вибрации гц	Амплитуда вибрации мм
Хорошо переносимые	10—30 30—40 40—60	До 0,8 От 0,8 до 0,4 До 0,4
Удовлетворительно переносимые	до 10 10—30 40 50 60—70	От 0,8 до 1,6 0,8—1,4 0,4—1,2 0,4—0,8 До 0,4
Непереносимые	10 20—40 50 60—70	Более 1,6 " 1,2 " 0,8 " 0,4

[13, с.58].

Для измерения уровней вибрации используются: ГОСТ 31191.1-2004. Вибрация и удар. Измерение общей вибрации и оценка ее воздействия на человека. ЕН 12096:1997 "Вибрация. Заявление и подтверждение заявленных характеристик вибрационной активности машин и оборудования" (ЕН 12096:97 "Mechanical vibration — Declaration and verification of vibration emission values"). ЕН 12786:1999 "Безопасность машин. Руководство по составлению разделов вибрационной безопасности в общих стандартах безопасности" (ЕН 12786:1999 "Safety of machinery — Guidance for the drafting of vibration clauses of safety standards"). А.М.Уланов: для проектирования виброизоляции какого-либо объекта необходимы: а) чертежи объекта с указанием возможного расположения мест крепления виброизоляторов; б) данные: - о весе агрегата, - о положении центра тяжести агрегата, обычно принимаемом за начало координат при расчете виброзащитной системы; в) характеристика различных подводок (трубопроводов, кабелей и т.д. - их назначение, материал, форма, размеры и др.) с указанием мест их присоединения к объекту; г) требования, предъявляемые к виброизоляции: допускаемые амплитуды перемещения $[A_k]$ и ускорения $[W_k]$ защищаемого объекта [65, с.39]. А.М.Уланов: для борьбы с колебаниями лопаток и дисков применяются, как правило, демпферы сухого трения [65, с.36].

ВИСНОВКИ.

- З'ясовано, що т.зв. «класична схема» авіаційної СКП, включає в себе повітряну холодильну машину, що забирає для своєї роботи з компресора реактивного двигуна гаряче стиснене повітря, а також турбохолодильну машину, первинний та вторинний теплообмінники, конденсатор, вlahовідділювач, з'єднальні та розподільчі трубопроводи для повітря та ін. За цією схемою побудована СКП на більшості сучасних пасажирських літаків. Винятком є Боїнг-787 «Дрімлайнер», СКП якого побудована за безотбірною схемою.
- Разом з тим, перспективи безотбірних схем є невизначеними: А.К.Каллиопин, Р.С.Савельев, Д.И.Смагин отмечают, что несмотря на коммерческий успех Боинг - 787 «Дрімлайнер» АВВХМ с электроприводами нагнетателями, отказ от СЖО на базе воздушно-холодильных машин с отбором горячего воздуха от ГТД на проектируемых перспективных ближне-среднемагистральных самолётах не планируется [37, с.5].
- З'ясовано, що наукові дослідження з теми авіаційного кондиціонування ведуться у багатьох промислово розвинених країнах. Світовим лідером авіаційної галузі є США,

вони є утримувачем найбільшої кількості патентів з авіа-СКП. При цьому, НІОКР з СКП ЛА ведуться у багатьох країнах. Виділяються патенти Германії, Франції, Італії, Канади, Японії, РФ (СРСР), Південної Кореї. Стрімко розвивається авіабудування Бразилії та КНР. Авіаційне винахідництво КНР представлене патентами з авіа-СКП, кількість яких у останні роки зростає, але ще досить відстає від «старих» авіаційних країн. У всьому світі більшість патентів з даної теми належить великим корпораціям. Кількість патентів, що належать фізичним особам – незначна.

4. Суттєвим недоліком класичної СКП є те, що при зупинці двигуна в польоті «класична» СКП негайно припиняє свою роботу та екіпаж та пасажир переставляють отримувати свіже повітря. Оскільки сучасні пасажирські літаки мають крейсерську висоту польоту - 10-12-14 км., то це є серйозною проблемою для життя. Даний отказ требует немедленной посадки самолёта. Як відповідь, була виділена СКП1 правого борту, що бере повітря від правого двигуна, та СКП2 лівого борту, що бере повітря від лівого двигуна, та які автономні відносно одна одної. Дублювання СКП підвищує надійність, але й підвищує масу агрегатів ЛА, що є дуже важливим, оскільки в авіації йде безперервна боротьба за зниження маси ЛА. У безотбірних СКП компресори задіяні від електрогенераторів, що також беруть енергію від працюючого двигуна. Таким чином, проблема залежності СКП від роботи двигуна за своєю суттю так і не була вирішена. Автор вважає, що вирішення цієї проблеми стане можливе лише за умови появи на борту літака потужного джерела електроенергії, повністю незалежного від роботи двигуна. Це може бути: 1) портативний ядерний реактор (проекти атомольотів 50-70-х років – М-30 та М-90, Ту-119, Ан-22ПЛЮ (СРСР) та Convair NB-36Н (США)); 2) водородний паливний елемент (проект фірми «Боїнг»); 3) вентилятор-вітрогенератор, що висувається з крила та обдувається набігаючим потоком повітря (турбіни аварійного живлення літаків Л-29, Л-39 «Альбатрос», Ту-204, Ан-148 та ін.); 4) соняшна батарея у вигляді тонкої надлегкої плівки, якою буде обклеєна вся доступна поверхня літака (швейцарський проект «Solar Impulse»). Тому, одной из актуальных проблем в области разработки систем жизнеобеспечения летательных аппаратов является обеспечение теплового комфорта для человека в рамках системы «человек - окружающая среда», в частности, это относится к задаче защиты человека от переохлаждения при нахождении в условиях низких температур. Данные условия возникают при аварийном отключении систем кондиционирования в гермокабинах летательных аппаратов, приземлении экипажа в условиях зимнего периода или приводнении (И.В.Хромова [19, с.3]).

5. Встановлено, що у ряді країн ведуться роботи по подальшому вдосконаленню класичної схеми авіаційної СКП. Але на підході є принципово нові конструкторські рішення. Так, активно ведуться роботи над створенням літака на водородних паливних елементах. Винахідниками фірми «Боїнг» передбачається, що водородні паливні батареї в процесі польоту будуть видавати кисень, воду, електроенергію, теплову енергію. Аппарати СКП пропонується розміщати на самому кінчику хвоста самолёта [100]. Продовжуються роботи над вдосконаленням пароконпресійних авіаційних СКП.

В розвинених країнах в обстановці таємності ведуться роботи над створенням міжконтинентального *гіперзвукового пасажирського лайнеру* (hypersonic flying vehicle) з практичним потолком польоту в 30-60 км., швидкістю більше ніж 5М (6125,22 км/год.) (див. патенти №№ RU 2615842, RU 2305056, RU 2384473, RU 2378158,

CN204532577U, RU94028165A, див. наукову статтю проф. Г.К.Москатова від 2016р.). Це технології подвійного призначення. Освоєння гіперзвукових швидкостей відкриває нову епоху у розвитку авіації, як раніше, у 40-50 роки ХХ ст. це було з надзвуком. Немає сумніву, що його СКП вбере в себе вже наявні рішення з кондиціонування дозвукових та сверхзвукових літаків, але буде мати свої специфічні особливості. У публікаціях зазначається, що гіперзвукові швидкості ЛА відносно повітряної середовища вимагатимуть створення системи охолодження зовнішньої поверхні планеру ГЛА, що будуть нагріватися до 450-500-2000°C, наприклад, за допомогою безперервно циркулюючого під обшивкою хладагенту. Авторами пат. № RU93010568A від 1993р. запропоновано перетворювати кінетичну енергію набігаючого потоку повітря фюзеляжу у хімічну та електричну енергію. У пат. № CN101602407B від 2009 р. запропоновано охолоджувати гіперзвуковий ЛА та його двигун амміачною водою за циклом Ренкіна. У пат. № CN110979633B від 2019р. запропонований спосіб охолодження передньої кромки гіперзвукового ЛА за допомогою хладагенту – рідкого палива, наприклад, авіаційного керосину. У пат. № CN101580134A від 2009р. запропоновано охолодження гіперзвукового ЛА за допомогою машини Стірлінга. Запропоновані хладагенти: повітря, водород, азот, гелій. С.А.Гусєв та В.Н.Ніколаєв у 2018 р. запропонували у якості хладагенту системи активного теплозахисту фюзеляжу ЛА водо-спиртовий розчин у пропорції 70:30 відповідно, що буде циркулювати у титанових трубах квадратного сечіння 15 на 15 мм., що розташовані під зовнішньою обшивкою ГЛА, що вироблена з 2 мм. титану. Між ними буде сотовий заповнювач, та ще нижче - внутрішня обшивка з дуралюмінію. Д.І.Аронов та В.А.Клягін у 2021р. запропонували у якості хладагентів для охолодження гермокабіни, силової установки, відсіків БРЕО, ніш шасі, воздухозабірника та сопла саме паливо ГЛА: рідкий водород, керосин, а також використання для охолодження термоелектрогенеруючих пристроїв, а також пасивну теплоізоляцію найбільш теплонавантажених частин планеру ГЛА на базі композиційних матеріалів на основі кремнію, що були розроблені ще в рамках проекту космічної системи «Буран-Енергія». Дослідники США з Raytheon Technologies Research Center (RTX) запропонували систему охолодження передньої кромки ГЛА, яка буде аналогічною потінню у людському організмі – хладагент буде подаватися через систему мікроканалів на поверхню передньої кромки ГЛА, де він буде випаровуватися та відбирати тепло від обшивки ГЛА. У пат. №RU2805427C1 від 2023р. від АТ «Туполєв» було запропоновано охолодження ГЛА за допомогою криогенних трубопроводів подачі пального, що йдуть з баків до двигуна ГЛА, причому трубопроводи подачі криогенного пального розподілені біля зовнішньої поверхні передніх частин планеру самолёту та відсіків з корисною навантажкою. У якості криогенного пального запропонований зріджений природний газ або зріджений водород, крім того, використовується авіаційний керосин Т-6. Для продовження тривалого польоту з гіперзвуковою швидкістю необхідне охолодження двигунів, планеру, гермокабіни. З цією метою криогенне паливо поступає з баку по трубопроводам до найбільш нагрітих частинам планеру самолёту та двигуна, внаслідок чого в трубопроводах відбувається інтенсивна газифікація криогенного палива. Цей процес носить ендотермічний характер, при якому здійснюється поглинання тепла від нагрітих частин планеру самолёту та двигуна. Нагріте

криогенне паливо переходить до газоподібної форми та подається до камери стгорання двигуна та до форсажної камери для створення тяги.

6. Перейдемо до стану справ в Україні. Ліквідація у 1991 році Міністерства авіаційної промисловості та Міністерства цивільної авіації полишило авіаційну галузь України без централізованого керівництва та без обов'язкового для всіх господарюючих суб'єктів державного планування, яке було заборонене, згідно ч.1 ст.6 Господарського кодексу України. Державна авіаційна служба України має лише контрольні повноваження та видає льотні документи. Між тим, наявні заходи державної підтримки авіаційної галузі є вкрай недостатніми та неефективними, що прямо визнається у Концепції Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості на 2021-2030 роки, де були перелічені основні причини формування незадовільного стану справ у авіаційній промисловості України. У Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2030 року. (схвалена розпорядженням КМУ від 10 травня 2018 р. № 429-р) зазначено, що за роки незалежності створено сім нових типів літаків (Ан-140, Ан-148, Ан-158, Ан-178, Ан-74ТК-300, Ан-38-100, Ан-3Т) та ряд авіаційних двигунів (Д-436 різних модифікацій, АІ-450, АІ-222 та інші), модернізовано 12 типів літаків. На заміну авіапарку часів СРСР за часи незалежності в Україні концерном ДП «Антонов» були розроблені: середньомагістральні пасажирський літак АН-148 та його збільшена версія АН-158, що мають репутацію надійних літаків, але які не знаходять ринків збуту. Штучний їх випуск тривав до 2015 року та припинився внаслідок порушення коопераційних зв'язків, морального застарівання, відсутності ринків збуту, та з інших причин. Мала авіація в Україні до 2022 року вироблялася. Так, частний киевський завод «Аэропракт» серійно випускав сверхлёгкий двухместный самолёт «Аэропракт А-22», не имеющий в Украине сертификат типа. Он реализовывался в качестве «кит-набора». По этой причине первоначальное обучение пилотов категории PPL(A) на нём невозможно. У пострадянський період в Україні була збережена посада «генеральний конструктор», на відміну від інших країн СНД (див. Розпорядження КМУ від 14.11.2012р. №906-р «Про повноваження генерального конструктора із створення та модернізації вертолітної техніки», до повноважень якого належала у тому числі і розробка авіа-СКП). У тих пострадянських країнах, де була проведена ліквідація посади «генеральний конструктор», це спричинило негативний вплив на керівництво авіаційних НІОКР. Після 1991 року авіаційна промисловість України в цілому не розвивалась. На це є багато причин. Наприклад, характерною особенністю авіаційної техніки є боротьба за зниження ваги та за економію палива. Між тим, авіатехніка виробництва СРСР не отличалась економним расходом палива, та відрізнялася високим рівнем шуму, що сыграло негативную роль при переходе к рыночным отношениям.

Існує розгалужена мережа авіаційних підприємств України. Так, Одеський авіаремонтний завод на аеродромі «Шкільний» до 2022 року займався ремонтом військових літаків, однак, відчував постійну нестачу кваліфікованих кадрів внаслідок низьких зарплат та припинення будівництва службового житла. Спроба розробити власний легкий літак «Дельфін» завершилася невдачею. Суттєвих втрат підприємствам галузі завдали бойові дії у 2022-2023 роках. За відомостями ЗМІ та сайту Опендатабот, Одеський та Львівський АРЗ, ДП «Антонов» у Харкові, «Мотор-Січ» в г.Запорожье -

зазнали суттєвої матеріальної шкоди внаслідок ракетних обстрілів. У 2022 р. унікальний літак АН-224 «Мрія» було зруйновано на аеродромі «Гостомель». Загалом, перспективи авіабудівної промисловості України є невизначеними – адже цивільна авіація вже майже перейшла на імпорتنу техніку, а Повітряні Сили ЗСУ – планують здійснити такий перехід до 2030 року.

7. В м.Одесі існує гостра потреба в авіаційних кадрах. До подій 2022 року на аеродромі «Гідропорт» у с.Набережне працювало ТОВ «Пілот», що готувало приватних пілотів категорії PPL(A), мало на це чинну ліцензію Державіаслужби України. Також, там же працювало ТОВ «Аероклуб-Одеса», що готувало спортсменів-парашутистів, та декілька інших аматорських організацій, що займались парашутним спортом. Державна підтримка цих невеликих організацій відсутня. Має місце старіння авіаційних кадрів та авіапарку. Між тим, у навчальних закладах державної форми власності міста Одеса відсутні освітні програми, за якими велась би підготовка авіаційних спеціалістів, зокрема авіаційних інженерів та техніків. Також відсутня окрема освітня програма з підготовки фахівців з розробки та обслуговування авіаційних систем кондиціонування. З цієї дисципліни потрібно випустити підручник.

8. Можна прийти до висновку, що научні дослідження, а також НІОКР по темі данної роботи в Україні велися в минулому, але в нинішній час не ведуться. Системи кондиціонування для самолётів в Україні у нинішній час не проектується та не виробляється. Авіаційне СКП як учбова дисципліна в Україні не викладається, відсутні підручники, учбові та методичні посібники. Але ця ситуація поки що є оборотною, оскільки мається значний кадровий, виробничий та науковий потенціал, але який постійно деградує. Як зазначено у Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2030 р., за останні десятиліття відбулося зниження науково-технічного і технологічного потенціалу авіаційної промисловості та її відставання від рівня розвинутих держав, і, як наслідок, відсутність достатнього портфеля замовлень на продукцію авіапідприємств, зокрема на літаки, як на внутрішньому, так і зовнішньому ринках. Автор вважає, що за продовження наявних тенденцій можна прогнозувати, що Україна не прийме участі у переході на гіперзвукові технології. Є ризик того, що через 7-10 років відставання від провідних промислових країн світу стане дуже великим та важкоздоланим. Така ситуація є неприпустимою та вимагає прийняття заходів від законодавчої та виконавчої гілок влади щодо її негайного виправлення.

9. Найголовнішою метою державної важливості у масштабах всієї України - є відновлення випуску вітчизняних пасажирських самолётів. Потрібно використати прихильне відношення міжнародної спільноти, що склалося у 2022 році для набуття іноземних технологій, насамперед, концернів «Боїнг» та «Аїрбас». Потрібно використати вимушену перерву у виробництві цивільних літаків для модернізації їх конструкції та для підвищення якості їх виробництва.

10. У 90-ті та у 2000 роки в Україні відбулось суттєве скорочення аеродромної мережі. Так, аеродром «Застава-2» в м.Одесі був перетворений на кладовище «Західне», але його ВПП була збережена. Автор звернувся про його поновлення. Державна Авіаційна Служба листом № 1.23-6787-20 від 21.08.2020р. повідомила автору, що аеродром Застава-2 відсутній у Державному реєстрі цивільних аеродромів та не внесений до Журналу обліку та допуску до експлуатації постійних злітно-посадкових майданчиків

(ЗПМ). Пропозиції щодо його відновлення від місцевих органів влади не надходили. Департамент міського господарства Одеської міської ради листом від 03.12.2020 р. № К-569/8 повідомив автору, що рішенням Одеської міської ради від 02.06.2000 р. №1289-XXIII «Про затвердження проекту відведення та надання Управлінню житлово-комунального господарства виконавчого комітету Одеської міської ради земельної ділянки загальною площею 208.6745 га, розташованої у м.Одесі, на території колишнього аеропорту «Застава» та на підставі розпорядження міського голови від 26.06.2000 р. № 553-01р «Про початок поховань на міському кладовищі «Західне»» КП «Спеціалізоване підприємство комунально-побутового обслуговування» з 1 липня 2000 р. почало поховання на міському кладовищі «Західне». Земельна ділянка була відведена Рішенням ОМР № 2783-VII від 14.12.2017р. та зареєстрована у Державному реєстрі речових прав на нерухоме майно від 15.12.2017р. Однак, вдалося врятувати від забудови одеські аеродроми «Шкільний» и «Гідропорт».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.

1. Воронин Г.И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах: [учебник для вузов] / Г.И. Воронин. - М.: Машиностроение, 1973. - 442, [1] с.: ил.
2. Шилова, А.К. Обзор системы жизнеобеспечения самолета АН-30 / А.К.Шилова, А.Г.Кравченко, В.П. Тамба-Тамба, А.И.Озерский. — Текст: непосредственный // *Молодой ученый*. — 2017. — № 21 (155). — С. 158-160. — URL: <https://moluch.ru/archive/155/43854/> (дата обращения: 30.09.2022).
3. Ткачева, В.Р. Обзор существующих систем кондиционирования воздушных судов / В.Р.Ткачева, Г.А.Галка. — Текст: непосредственный // *Молодой ученый*. — 2016. — № 23 (127). — С. 91-96. — URL: <https://moluch.ru/archive/127/35276/> (дата обращения: 30.09.2022).
4. Авиационное оборудование / под ред. Ю.П.Доброленского. — М.: Военное издательство, 1989. — 248 с. — ISBN 5-203-00138-3.
5. Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А.В. Чичиндаев, Ю.В. Дьяченко, В.А. Спарин, И.В. Хромова; под ред. А.В. Чичиндаева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019. – 319 с. : табл., граф., схем., ил. (Серия «Учебники НГТУ»).
6. Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Правецкий В.Н. Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. Издательство «Машиностроение». - М., 1986. - 583 с.
7. Жизнеобеспечения система / Гузенберг А.С., Рябкин А.М. // *Железное дерево — Излучение [Электронный ресурс]*. — 2008. — С. 81-82. — (*Большая российская энциклопедия* : [в 35 т.] / гл. ред. Ю.С. Осипов ; 2004—2017, т. 10). — ISBN 978-5-85270-341-5.
8. ОСТ 1 00034-72 Трубопроводы систем жизнеобеспечения. Диаметры наружные.
9. Суворов, А.В. Основы проектирования и расчета теплоизоляции и систем кондиционирования гермокабин самолетов [Текст] : учебное пособие для студентов, обучающихся по направлению подготовки "Самолето - и вертолетостроение" / А.В.Суворов, В.Л.Химич; Федеральное гос. бюджетное образовательное учреждение высш. образования "Нижегородский гос. технический ун-т им. Р.Е. Алексеева". -

Нижний Новгород : Нижегородский гос. технический ун-т им. Р.Е. Алексеева, 2016. - 85 с.

10. ГОСТ Р 59819-2021. Самолеты и вертолеты. Построение и изложение технических условий. Общие требования.

11. ГОСТ 21.602-79 СПДС. Отопление, вентиляция и кондиционирование воздуха. Рабочие чертежи.

12. Алексеев С.М., Уманский С.П. Высотные и космические скафандры. — М.: Машиностроение, 1973. — 282 с.

13. Иванов Д.И., Хромушкин А.И. Системы жизнеобеспечения человека при высотных и космических полетах. М.: Машиностроение, 1968. - 250, [2] с.

14. Ильюшин Ю.С., Олизаров В.В. Системы обеспечения жизнедеятельности и спасения экипажей летательных аппаратов. Типография ВВИА имени профессора Н.Е.Жуковского, 1972. — 492 с.: ил.

15. Антонова Н.В., Ружицкая В.В. Авиационные системы кондиционирования воздуха. Учебное пособие к лабораторной работе. — Москва: МАИ, 2003. — 16 с.

16. Щербаков А.В. Автоматическое регулирование авиационных систем кондиционирования воздуха. М.: Издательство МГТУ им Н.Э. Баумана, 2010. — 290 с.: ил.

17. Токарев В.И., Мельников Б.Н. Воротынец В.М. Снижение шума бортовых систем кондиционирования воздуха. М.: Транспорт, 1986. — 136 с.

18. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Издание 2004 г.

19. Хромова И.В. Исследование тепловых процессов системы "человек - окружающая среда" в условиях низких температур: диссертация ... кандидата технических наук : 01.04.14 / Хромова Ирина Владимировна; [Место защиты: Новосиб. гос. техн. ун-т]. - Новосибирск, 2009. - 185 с.: ил.

20. Емельянов А.Л. Энергоэффективные транспортные системы кондиционирования воздуха: автореф. дисс. ... кандидата технических наук: 05.04.03 / Емельянов Анатолий Леонович; [Место защиты: Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий механики и оптики]. - Санкт-Петербург, 2016. - 32 с.

21. ОСТ 1 02627-87. Средства управления в кабине экипажа самолета (вертолета). Термины и определения. Дата введения: 01.07.1988 г.

22. Серебряков В.Н. Основы проектирования систем жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов. Издательство «Машиностроение», - М. 1983.

23. Пащенко, Н.И. Термодинамический анализ циклов систем кондиционирования воздуха: автореферат дис. ... кандидата технических наук: 01.04.14 / Пащенко Наталья Ивановна; [Место защиты: Новосиб. гос. техн. ун-т]. - Новосибирск, 2010. - 22 с.

24. Авдучевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. Данилов Ю.И., Дрейцер Г.А., Калинин Э.К., Кошкин В.К., Михайлова Т.В., Молчанов А.М., Рыжов Ю.А., Солнцев В.П. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1992. — 528 с.

25. Дьяченко Ю.В. Исследование термодинамических циклов воздушно-холодильных машин: автореф. дисс. ... д-ра техн. наук : 01.04.14 : Новосибирск, 2004. - 44 с.

26. Корнеев В. Самолёт А320. Анализ конструкции и лётной эксплуатации. – М. «Ридеро», 2016. ISBN: 9785448351877.
27. Патент US20090321062A1. W.Ebigt, W.Willy, C.Noriega, A.Frey, D.Kastell. Cooling system for cooling heat loads on board an aircraft and method for operating such a cooling system.. 2013-09-10 Airbus Deutschland GmbH. // <https://patents.google.com/patent/US20090321062A1/en>
28. Иванова, А.П. Эксергетический анализ воздушно-холодильных машин в составе авиационных систем кондиционирования воздуха: автореф. диссертации ... кандидата технических наук : 01.04.14 / Иванова Анастасия Павловна; [Место защиты: Новосиб. гос. техн. ун-т].- Новосибирск, 2013. - 22 с.
29. ОСТ 1 03639-73. Турбохолодильники. Типы и основные параметры. // https://dnaop.com/html/80531/doc-ОСТ_1_03639-73.
30. ГОСТ 22607-77. Системы кондиционирования воздуха самолетов и вертолетов. Термины и определения.
31. ОСТ 1 02551-85. Самолеты гражданской авиации. Методы измерения уровней шума системы кондиционирования воздуха.
32. Кравченко, А.Г. Обзор основных агрегатов систем кондиционирования воздуха летательных аппаратов / А.Г.Кравченко, А.К.Шилова, Викториен Парфэт Тамба-Тамба, А.И.Озерский. — Текст: непосредственный // *Техника. Технологии. Инженерия.* — 2017. — № 3 (5). — С. 24-27. — URL: <https://moluch.ru/th/8/archive/62/2532/> (дата обращения: 15.11.2022).
33. Тищенко И.В., Кудерко Д.А. Исследование систем кондиционирования воздуха лёгких самолётов и вертолётотв. Статья. // <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-sistem-konditsionirovaniya-vozduha-legkih-samoletov-i-vertoletov>
34. Кудерко Д.А. Разработка и исследование системы кондиционирования воздуха маловысотного самолета с пароконпресссионной холодильной машиной Автореф. дис. на соиск. учен. степ. к.т.н. 05.04.03. - Москва, 1993. - 18 с.: ил.
35. Галка Г., Аслаян Р., Думлер М., Иванов Р. Система кондиционирования самолета Ту-204. // <https://doicodex.ru/doifile/lj/32/lj-30-11-2017-45.pdf>.
36. Шустров Ю.М., Булаевский М.М. Авиационные системы кондиционирования воздуха: учеб. пос. для студентов авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1978. - 160 с.; ил.
37. Каллиоппин А.К., Савельев Р.С., Смагин Д.И. Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов. // *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 6. (<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-6-1627>).
38. Антонова Н.В., Дубровин Л.Д., Егоров Е.Е. и др. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха. Ю.М.Шустров, ред. Москва, «Машиностроение», 2006. - 384 с.
39. Усков В.М. Шлеев М.Ю. Система кондиционирования, как основа бортовой системой жизнеобеспечения маневренного самолёта. // *Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. Материалы IX Всероссийской научно-практической конференции курсантов, слушателей, студентов и молодых ученых с международным участием. Сентябрь, 27, 2018.* / Воронежский институт - филиал ФГБОУ ВО

Ивановской пожарно-спасательной академии ГПС МЧС России. Воронеж -2018. С. 937-939.

40. Гарганеев А.Г., Харитонов С.А. Техничко-экономические оценки создания самолета с полностью электрифицированным оборудованием. // *Журнал «Доклады ТУСУР» / Архив / Выпуск журнала № 2 [20] за 2009 год.*

41. Богданов С.Н., Бурцев С.И., Иванов О.П., Куприянова А.В. Холодильная теника. Кондиционирование воздуха. Свойства веществ: Справ./ Под ред. С.Н. Богданова. 4-е изд., перераб. и доп. — СПб.: СПбГАХИПТ, 1999. - 320 с.

42. Патент № RU2658224 С1. Система кондиционирования воздуха летательного аппарата на основе электроприводных нагнетателей и реверсивных пароконденсационных холодильных установок. Авторы: Губернаторов К.Н., Киселёв М.А., Морошкин Я.В., Мухин А.А. 20.06.2018г. // <https://patents.google.com/patent/RU2658224C1/ru>.

43. Руководство по технической эксплуатации самолёта RRJ-95В. Раздел 21 Система кондиционирования воздуха. ЗАО «ГСС», 2010 г. - 459 с.

44. Патент № RU 2170192 С2. Система кондиционирования воздуха на самолёте. Карасева Н.В. Шоломицкий Э.А. Щербаков А.В. 2001 год. МПК В64D13/08. // <https://findpatent.ru/patent/176/1762504.html>.

45. Патент № RU 202288 5С1. Система термостатирования для летательного аппарата. Ананьев В.А., Колесников А.А., Логинов В.И., Мишина Е.П., Полозков А.В., Тарасов Н.В., Уколов В.Б. МПК В64D13/08. Даты: 1994-11-15—Публикация. // https://rusneb.ru/catalog/000224_000128_0002022885_19941115_C1_RU/#share.

46. Brasseur A., Service Engineer; Will Leppert, Service Engineer; and A.Pradille, Service Engineer, Liebherr Technical Services. Inside the 747-8 New Environmental Control System. // *Электронный журнал «Аэро», выпуск №45, первый квартал 2012 года. Источник: Официальный сайт фирмы «Боинг»* // https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q1/pdfs/AERO_2012q1_article4.pdf

47. Патент № SU 946102. Система кондиционирования воздуха в гермокабине и спецснаряжении экипажа летательного аппарата. Бондаренко Л.С., Гуслинников В.И., Зазнобин М.Г., Ицкович Я.М., Лебедева Л.Я., Садецкий Т.А. Даты: 2006-03-27—Публикация. 2006 г. по МПК В64D13/08. // <https://findpatent.ru/patent/94/946102.html>

48. Патент № RU 2216485 С2. Авторы: Касаткин А.Б., Нечаев А.В., Лебедев А.Е. Устройство регулирования давления в гермокабине летательного аппарата. Даты: 2003-11-20—Публикация. МПК В64D13/04 G05D16/20. // <https://patents.google.com/patent/RU2216485C2/ru>

49. Патент № RU 2682758 С1. Авторы: Тягинькин В.В., Суворов А.В., Кузьмин А.А., Гигин А.С. Дата: 2019-03-21—Публикация. Комплексная система кондиционирования воздуха летательного аппарата. МПК В64D10/00 В64D13/00. // <https://patents.google.com/patent/RU2682758C1/ru>

50. Патент №RU2010147877А. Устройство и способ для охлаждения отработанного воздуха систем кондиционирования воздуха летательных аппаратов. Авторы: Т.Зелхерт, А.Солнцев. Publication of 2012-07-10. // <https://patents.google.com/patent/RU2499744C2/ru>

51. Гидромеханические системы ЛА. Системы кондиционирования воздуха ЛА [Текст] : тексты лекций / Ю.В. Петров. – М. : ИД Академии Жуковского, 2020. – 56 с.
52. Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолетов. - Москва : Машиностроение, 1972. - 331 с. : ил. ; 22 см.
53. Антипенко, И.Н. Эксплуатация систем кондиционирования воздуха пассажирских самолетов [Текст] / И.Н.Антипенко, Н.В.Данилов, В.И.Кузнецов. - Москва: Транспорт, 1974. - 137 с. : ил.; 22 см.
54. ГОСТ. 22270-76. (СТ СЭВ 2145-80). Оборудование для систем кондиционирования, вентиляции, отопления.
55. Руководство по технической эксплуатации самолета Ту-204-300. Раздел КСКВ-051. – М., 2005. Книги 1-20: М., 2005.
56. Волков, А.А. Исследование нестационарных режимов работы систем вентиляции герметичных отсеков пассажирских самолетов и их влияние на выбор рациональных параметров системы кондиционирования воздуха: автореф. дисс. ... кандидата технических наук: 05.07.02 / Волков Андрей Алексеевич; [Место защиты: Моск. гос. авиац. ин-т]. - Москва, 2013. - 23 с.
57. Патент № RU2449925 С2. Т.Шерер (DE), Р.Шмидт (DE), А.Солнцев (DE). Система охлаждения и вентиляции набегающим потоком воздуха для воздушного судна. 2012-05-10. // <https://patents.google.com/patent/RU2449925C2/ru>
58. Князев В.Н. - Основные вопросы кислородного обеспечения высотных полетов. - Москва : Военное издательство Министерства вооруженных сил Союза ССР, 1947. - 184 с.
59. Воробьев Е.И., Ковалев Е.Е. Радиационная безопасность экипажей летательных аппаратов. М.: Энергоатомиздат, 1983. — 152 с.
60. Самолет Ту-154. Книга 2. Конструкция и техническое обслуживание. Авторы: Волошин Ф.А., Кузнецов А.Н. Покровский В.Я., Соловьев А.Я. - М., «Машиностроение», 1975г. - 250 с.
61. ГОСТ 20296-2014. Самолеты и вертолеты гражданской авиации. Допустимые уровни шума в салонах, кабине экипажа и методы измерения шума. Дата введения: 01.01.2015 г. // <https://docs.cntd.ru/document/1200113799>.
62. Газенко О.Г., Кальвин М. Основы космической биологии и медицины. Совместное советско-американское издание в 3 томах (в 4 книгах). Т.2, кн.2: Экологические и физиологические основы космической биологии и медицины. Т.2, кн.2 1975. 452 с. Т. 1: Космическое пространство как среда обитания. - 428 с. Т. 2: Кн.1-426 с. Кн.2-450 с. Экологические и физиологические основы космической биологии и медицины. Т. 3: Космическая медицина и биотехнология. - 560 с.
63. Environmental Control Systems (ECS) in aircrafts. // <https://www.theseus-fe.com/application-areas/aerospace>.
64. Илюшин Ю.С., Олизаров В.В. Кислородное оборудование летательных аппаратов и высотное спецснаряжение. Утверждён Главнокомандующим Военно-Воздушными Силами в качестве учебника для курсантов военных авиационно-технических училищ. Ордена Трудового Красного Знамени. Военное издательство Министерства обороны СССР. – М., 1970.
65. Уланов А.М. - Вибрация и прочность авиационных двигателей и энергетических установок. Учебное пособие. — Самара: Самар, гос. аэрокосм. ун-т., 2011. - 58 с.

- 66.** Декларационный патент на полезную модель. Науменко П.О. (UA); Казначеев О.В. (UA); Коренец С.В. (UA); Гриненко В.Є. (UA) (11) 11562 (51). МПК (2006). Система кондиціювання повітря салону літака, переважно АН-74 ТК-300. Декларационный патент на полезную модель. Патент не действует. В64D 13/00. 23.09.2002 г. // <https://base.uipv.org/searchINV/search.php?action=viewdetails&IdClaim=98819&chapter=biblio>
- 67.** Патент на корисну модель. Рубан В.Л. (RU); Стерлін Г.А. (RU); Щербаков А.В. (RU). Система кондиціювання повітря літального апарата. Патент на корисну модель. Патент не діє. ОАО Научно-производственное об'єднання «Наука». Патент опубліковано 25.06.2011р., бюл. № 12/2011р. МПК (2011.01). F25B 9/00 // <https://base.uipv.org/searchINV/search.php?action=viewdetails&IdClaim=160180>
- 68.** Почему в полете закладывает уши и откуда в самолете кислород? Откуда в самолете воздух на высоте. Автор не указан. Статья. // <https://sci-world.ru/raznoe/otkuda-v-samolete-vozduh-na-vysote.html>.
- 69.** Гипич Г.Н. Обеспечение и поддержание летной годности воздушных судов гражданской авиации: Теория и практика: автореф. дисс. ... доктора технических наук: 05.22.14. - Москва, 2005. - 44 с.
- 71.** Aircraft environmental control system. // <https://www.semanticscholar.org/paper/Aircraft-environmental-control-system/b15de2ac7076564119b7368a20d3453b2cc515b8>
- 72.** Yang, H.; Yang, C.; Zhang, X.; Yuan, X. Influences of Different Architectures on the Thermodynamic Performance and Network Structure of Aircraft Environmental Control System. *Entropy* 2021, 23, 855. <https://doi.org/10.3390/e23070855>.
- 73.** Буріченко Л.А., Гулевець В.Д. Охорона праці в авіації. Підручник для студ. вищ. навч. закл. Вид-во: Національний авіаційний ун-т / Рік: 2003. – 448 с.
- 74.** Закон України від 14 жовтня 1992 року № 2694-ХІІ «Про охорону праці» // *Відомості Верховної Ради України (ВВР), 1992, № 49, ст.668.*
- 75.** ОСТ 54 30052-87 ССБТ. Воздух рабочей зоны воздушных судов. Общие санитарно-гигиенические требования (утв. Министерством гражданской авиации СССР от 30 ноября 1987 г. № 859/У). // <https://base.garant.ru/4175238/#friends>.
- 76.** Самолетов В.А. Акустический расчёт систем вентиляции и кондиционирования 2004 г. — 54 стр.
- 77.** Чупалов В.С. Воздушные фильтры. СПГУТД. С.-Петербург. 2005 г. — 167 стр.
- 78.** Морозюк Т.В. Теория холодильных машин и тепловых насосов. Одесса: Студия «Негоциант», 2006. – 712 с.
- 79.** Самолет Ан-148-100А (В, С). Стандартная спецификация – К.: 2004, ГП АНТК им. О.К. Антонова. - 489 стр.
- 80.** Часть 3. Системы жизнеобеспечения ЛА. Лекция 15-16. Система отбора воздуха от двигателя, предварительного охлаждения и регулирования. // https://studopedia.su/18_22561_sistema-otbora-vozduha-ot-dvigatelya-predvaritelnogo-ohlazhdeniya-i-regulirovaniya.html
- 81.** Патент № RU 2464067 С2. Способ очистки воздуха от аэрозолей в закрытых помещениях. МПК В01D46/48. 2012.10.20. Заявитель: ОАО KORPORATSIJA ROSKHIMZASHCHITA АООТ. Автор: Bulaev N.A. (RU). // <https://patents.google.com/patent/RU2464067C2/ru>

- 82.** Патент № RU 2575321 C1. Система кондиционирования воздуха для трапа для посадки пассажира и её система управления. МПК В64F1/305. Документ 2016.02.20. Авторы: Х.Х.Чо, Д.С.Ким, В.Л.Лим, С.Д.Рох. // <https://patents.google.com/patent/RU2575321C1/ru>
- 83.** Патент № RU 2472569 C2. Фильтр-пылегазоуловитель частиц и аэрозолей. МПК В01D35/00. 2013.01.20. Заявитель ОАО KORPORATSIJA ROSKHMIZASHCHITA AOOT. Автор: Kopytov J.F. (RU). // <https://patents.google.com/patent/RU2472569C2/ru>
- 84.** Авиационные правила, Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории». Утверждены Постановлением 28-ой сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 11 декабря 2008 года. // <https://rulaws.ru/acts/Aviatsionnye-pravila.-Chast-25.-Normy-letnoy-godnosti-samoletov-transportnoy-kategorii/>
- 85.** Патент № RU2430855C2. Рамный элемент, система кондиционирования воздуха воздушного судна и способ установки рамного элемента в воздушном судне. Авторы: Кёфингер К. (АТ), Мецгер И. (DE), Аубургер М. (DE). Патентообладатель: Эйрбас Оперейшнз ГмБХ (DE). Дата начала отсчета срока действия патента: 17.08.2007г. // <https://patenton.ru/patent/RU2430855C2.pdf>.
- 86.** Патент № US 20100071881A1. Yann MURER, Augustin ZELLER. Cooling system for aircraft electric or electronic devices. Worldwide applications 2009. US US EP EP. Current Assignee Airbus Operations SAS. United States. // <https://patents.google.com/patent/US20100071881A1/en>
- 87.** Патент № RU 2595210 C2. Система кондиционирования воздуха отсека для пассажиров летательного аппарата. МПК В64D13/08. 2016.08.20. Заявитель TURBOMEKA. Автор: USSEJ L. (FR). // <https://patents.google.com/patent/RU2595210C2/ru>
- 88.** Танонин М.С., Костромитинов С.В. Опыт борьбы с шумом в пассажирском салоне самолета Ту-204 с VIP компоновкой. Текст научной статьи по специальности «Энергетика и рациональное природопользование» // *Известия Самарского научного центра РАН. т.20, №4(3), 2018.* // <https://cyberleninka.ru/article/n/opyt-borby-s-shumom-v-passazhirskom-salone-samoleta-tu-204-s-vip-komponovkoj>
- 89.** Патент № RU 2284283 C1. Система газоразделения и газораспределения самолета. МПК В64D37/32. 2006.09.27. Заявитель: ООО AVIAСТЕНР. Автор: Dzhamgarov S.G. (RU). // <https://www.freepatent.ru/patents/2284283>.
- 90.** Патент № RU 2499744 C2. Устройство и способ для охлаждения отработанного воздуха систем кондиционирования воздуха летательных аппаратов. МПК В64D13/00. 2013.11.27. Заявитель: EНJRBAS OPERATIONS GMBKH. Автор: Зелхерт Т. (DE). // <https://findpatent.ru/patent/249/2499744.html>.
- 91.** Патент № RU 157968 U1. Комплексная система охлаждения для самолёта. Патент на полезную модель. МПК В64D37/00. Документ от 2015.12.20. Автор: Корчагов М.Н. (RU). // <https://patents.google.com/patent/RU157968U1/ru>
- 92.** Патент № RU 2608195 C2. Способ и система рекуперации энергии на летательном аппарате. МПК В64D13/06. 2017.01.17. Заявитель: TURBOMEKA. Автор: USSEJ Loran (FR). // <https://findpatent.ru/patent/260/2608195.html>.

- 93.** Хлистун А.И., Рыкунич Ю.Н. Проблемы и методы проектирования авиационных систем кондиционирования воздуха. // *Пром. теплотехника*, 2006, т. 28, № 1.
<http://dspace.nbu.gov.ua/bitstream/handle/123456789/61369/09-Khlystun.pdf?sequence=1>
- 94.** Патент № RU128694. Фланцевое соединение. МПК F16L23/16. Документ от 2013.05.27. Автор: Фролов Ю.А. (RU). // <https://patents.google.com/patent/RU128694U1/ru>.
- 95.** Патент № RU 2092742 С1. Раздаточный короб системы кондиционирования воздуха летательного аппарата. МПК F24F13/06. Дата: 1997.10.10. Заявитель: Aviatsionnyj nauchno-tekhnicheskij kompleks im.O.K.Antonova (UA). Автор Verkhogljadov Pavel Alekseevich. // <https://www.freepatent.ru/patents/2092742>.
- 96.** ОСТ 54-3-2643.70-98 ССБТ. Электробезопасность. Общие требования при обслуживании воздушных судов гражданской авиации.
- 97.** Патент № RU 2183579 С2. Рабочее место члена экипажа в кабине самолёта. МПК B64D11/06. Дата: 2002.06.20. Заявитель: Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo Taganrogskij aviatsionnyj nauchno-tekhnicheskij kompleks im. G.M. Berieva. Автор Gashchenko V.P. // <https://patents.google.com/patent/RU2183579C2/ru>.
- 98.** Патент № RU 2405720 С2. Система и способ энергообеспечения летательного аппарата. МПК B64D41/00. Документ 2010.12.10. Заявитель AIRBUS GMBH. Авторы: Хофьянн К. (DE), Шульдциг Х. (DE), Пфафферот Т. (DE), Фрам Л. (DE), Никель Л. (DE) // <https://www.freepatent.ru/patents/2405720>.
- 99.** Патент № RU 2383472 С2. Воздухопровод для кондиционирования воздуха в воздушном судне. МПК B64D13/06. Дата: 2010.03.10. Заявитель: AIRBUS GMBH. Автор: Хессе К. (DE). // <https://patents.google.com/patent/RU2383472C2/ru>
- 100.** Патент № RU 2482027 С2. Система охлаждения воздушного судна. МПК B64D33/08. 2013.05.20. Заявитель: ENJRBAS OPERENJSHNZ GMBKH. Авторы: Баумгардт Т. (DE), Пицунка Ф. (DE), Штольте Р.-Х. (DE), Волльраб У. (DE). // <https://findpatent.ru/patent/248/2482027.html>.
- 101.** ГОСТ 23645-79. Диафрагмы иллюминаторов летательных аппаратов. Методы расчета геометрических параметров.
- 102.** Патент № RU 2492114. Система и способ кондиционирования воздуха, по меньшей мере, одной зоны воздушного судна. Публикация: 2013 г. Авторы: М.Маркварт, П.Бендфельдт, И.Горес, У.Буххольц, Х.Кёпп. Заявитель: Эйрбас Оперейшнз Гмбх // <https://patents.google.com/patent/RU2492114C2/ru>.
- 103.** Патент № RU 2489322 С2. Охлаждающее устройство для системы охлаждения воздушного судна, система охлаждения воздушного судна и способ ее эксплуатации. МПК B64D33/10. 2013.08.10. Заявитель: ENJRBAS OPERENJSHNZ GMBKH. Авторы: Т.ВАУМГАРДТ, Р.-Х.Штольте, К.Вебер, Р.Рейно, К.Мюллер // <https://patents.google.com/patent/RU2489322C2/ru>.
- 104.** Горбачев М.В. Термодинамика реальных циклов систем кондиционирования воздуха : автореф. дисс. ... кандидата технических наук : 01.04.14 / Горбачев Максим Викторович; [Место защиты: Новосиб. гос. техн. ун-т].- Новосибирск, 2009. - 22 с.
- 105.** Зинченко В.И. Конструкция и эксплуатация самолета Ту-154Б (планер, шасси, системы). Методические разработки. — 2-е издание, перераб. и доп. — СПб.: Научный летно-методический комплекс Академии гражданской авиации, 1998. — 89 с.

106. Бондаренко В.Г. Надежность функциональных систем длительно эксплуатирующихся летательных аппаратов : Дис. ... канд. техн. наук : 05.07.02. - Красноярск, 2006. - 227 с.
107. Голиков А.А. Судовые системы кондиционирования воздуха. – К.: «Наукова думка», 1997.
108. Патент №RU2469909C2. Самолет с улучшенным акустическим комфортом. Inventor: Бенуа П.. 2012-12-20. // <https://patents.google.com/patent/RU2469909C2/ru>
109. Киселев М.А. Функциональные системы воздушных судов [Текст] : учебное пособие / М.А.Киселев, Ю.В.Петров. – М.: ИД Академии Жуковского, 2021. – 304 с.
110. Чичиндаев А.В. Современные системы кондиционирования воздуха : электронный учебно-методический комплекс / А.В. Чичиндаев, И.В. Хромова. - Новосибирск, 2022. - URL: <https://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/12086> (дата обращения: 4.05.2022). - Текст : электронный.
111. Киселев А.В. Сообщение на тему «Принцип работы реактивного двигателя». // <https://kakraботаet.ru/princzip-raboty/soobshhenie-na-temu-princzip-raboty-reaktivnogo-dvigatelya/>
112. Лачинов О.Л. Самолет Ту-204. Конспект лекций. УВАУ ГА, 1999.
113. Оборудование самолета Ту-154.
// https://vuzlit.com/949142/oborudovanie_samoleta_tu-154
114. ГОСТ 12.1.005-88. Система стандартизации безопасности труда. Общие санитарно-гигиенические требования к воздуху рабочей зоны.
115. Karakoc T.N., Atmaca F., Kaba S., Toka S. Школа гражданской авиации Анатолийского университета; V.Isiki, доцент Медицинского научного центра общественного здравоохранения при Османском университете. Качество внутреннего воздуха в самолетах. [Статья].
// https://www.abok.ru/for_spec/articles.php?nid=3074
116. Ибраева А., Исабеков Г. Тренды в аэрокосмонавтике. Онлайн-курс на платформе Stepic. // <https://stepik.org/course/102249/info>
117. Воздух в самолетах: чем дышат пассажиры. [Статья]. Автор: avianews.com. Дата публикации: 09.06.2020 г.
// https://www.avianews.com/interestingaviation/2020/06/09/air_in_the_aircraft_cabin/
118. Система кондиционирования воздуха (авиация). Материал из Википедии — свободной энциклопедии.
// [https://ru.wikipedia.org/wiki/Система_кондиционирования_воздуха_\(авиация\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Система_кондиционирования_воздуха_(авиация)).
119. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов: конспект лекций / В.М. Корнеев. - Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. - 130 с.
120. Система кондиционирования самолета. Вентиляция самолета. Статья. Автор: Vlad0594.
// https://pikabu.ru/story/sistema_konditsionirovaniya_samoleta_ventilyatsiya_samoleta_3834232.
121. Мултановская Е. Методические указания по проведению практических занятий на тему: «Высотное оборудование самолета».
// <https://pandia.ru/text/78/049/97503.php>.
122. Environmental control system. From Wikipedia, the free encyclopedia
// https://en.wikipedia.org/wiki/Environmental_control_system

- 123.** Why is cabin pressure increased above ambient pressure on the ground?
// <https://aviation.stackexchange.com/questions/16796/why-is-cabin-pressure-increased-above-ambient-pressure-on-the-ground>
- 124.** Кондиционирование воздуха на самолёте Boeing-737 NG. Статья от 6 февраля 2013 г. // <https://engineering-ru.livejournal.com/40636.html>.
Также см.: Как устроена система кондиционирования воздуха в самолетах. Статья. Автор: не указан. Обновлено: 13.11.2019 г. // <https://historyoftravel.ru/puteshestviya/aviaperelety/kak-ustroena-sistema-konditsionirovaniya-vozduha-v-samoletah>.
- 125.** Шульженко М.Н. Конструкция самолетов, изд. 3-е, переработанное и дополненное, изд-во "Машиностроение", М. - 1971. – 416 с.
- 126.** Шмирьов В.Ф. Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії. - Дисертація на здобуття ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів» (13 «Механічна інженерія»). – Національний авіаційний університет. – Київ, 2020. - 399 с.
- 127.** Патент № RU 2133358 C1. Авиационная силовая установка с дополнительным газотурбинным двигателем для воздушной пусковой системы и системы вентиляции и кондиционирования. МПК F02C7/26. Дата: 1999.07.20. Заявитель: Aktsionernoe obshchestvo otkrytogo tipa Aviamotornyj nauchno-tehnicheskij kompleks "Sojuz". Автор: Kobchenko V.K. // <https://patents.google.com/patent/RU2123126C1/ru>
- 128.** Киселев М.А. Функциональные системы воздушных судов [Текст]: учебное пособие /М.А.Киселев, Ю.В.Петров. – М.: ИД Академии Жуковского, 2021. – 304 с.
- 129.** Жихарєва Н.В., Когут В.О. Методичні вказівки до виконання контрольної роботи з кондиціонування повітря. – Одеса, ОНАХТ, 2020. - 54 с.
- 130.** FAA (1980) Transport Category Airplanes Cabin Ozone Concentrations AC 120-38. FAA, Washington, DC. FAR § 25.832 Cabin ozone concentration [Amdt. 25-50, 45 FR 3883, Jan. 1, 1980, as amended by Amdt. 25-56, 47 FR 58489, Dec. 30, 1982; Amdt. 25-94, 63 FR 8848, Feb. 23, 1998] // <https://aviation-regulations.com/25.832>.