

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ  
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ВНУТРІШНІХ СПРАВ  
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Системи та обладнання авіаційної техніки»  
вибіркових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**Аеронавігація**

**за темою №11 - Повітряні системи**

**Харків 2022**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 30.08.2022 № 8

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного  
коледжу Харківського  
національного університету  
внутрішніх справ  
Протокол від 22.08.2022 № 1

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 29.08.2022 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 10.08.2022р. № 1

**Розробники:**

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович

**Рецензенти:**

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.
2. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

### **План лекції**

1. Призначення, основні вимоги до повітряних систем.
2. Загальні і локальні повітряні системи ГТД.
3. Повітряні системи охолодження турбін ГТД.
4. Повітряні системи наддуву і охолодження опор.
5. Протиобліднювальні системи.
6. Система кондиціонування повітря.
7. Система активного управління зазорами.
8. Системи зовнішнього обігріву ГТД.

### **Рекомендована література:**

#### **Основна:**

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2006. 1024 с.
4. Данилейко І.І., Капустін Л.Н., Фельдман Е.Л. Основи конструкції авіаційних двигунів. Москва: Транспорт, 1988. 296 с.

#### **Додаткова:**

5. Лозицький Л.П. Конструкція і міцність авіаційних газотурбінних двигунів. Москва: Повітряний транспорт, 1992. 536 с.
6. Нечаєв В.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. Л.: Видавництво Академії цивільної авіації, 1973. 86 с.

### **Текст лекції**

#### **1. Призначення, основні вимоги до повітряних систем.**

Серед систем, що забезпечують функціонування ГТД (у тому числі на об'єкті застосування) є ряд систем і пристроїв, що працюють на повітрі, що відбирається з газоповітряного тракту (ГВТ), енергія якого в подальшому повністю або частково не використовується для створення тяги або потужності ГТД. Сукупність цих пристроїв і потоків, що протікають в них, утворюють повітряну систему (ВС) ГТД, часто звану системою вторинних повітряних потоків. У цьому потоки називають вторинними потоками (ВП)\*, а саме повітря – вторинним повітрям (ВВ).

ВС забезпечують:

- охолодження деталей «гарячої» частини двигуна, у тому числі корпусів компресора, турбіни в системах керування радіальними зазорами; елементів підшипникових опор; масла, що циркулює в маслосистемі двигуна; агрегатів, комунікацій та ін.

- наддув ущільнень масляних порожнин підшипникових опор; порожнин, формують оптимальні до роботи радіально-упорних підшипників осьові сили

роторів;

- підігрів повітрязбірників, вхідних корпусів, лопаток ВНА (для захисту від зледеніння); деяких агрегатів, палива, олії при низьких температурах;

- відбір та подачу стисненого повітря на потреби об'єктів застосування ГТД; в повітряно - турбінні приводи генераторів, пристроїв запуску (стартерів), пневмопривідних виконавчих механізмів реверсивних пристроїв, регульованих сопел, елементів механізації компресора, агрегатів управління вторинними потоками і т.д.

На здійснення цих функцій може витратитися більше п'ятої частини повітря, що надходить на вхід у ГТД (для ТРДД - на вхід у внутрішній контур двигуна).

ВС ГТД по суті складається з розгалуженої мережі каналів, з вторинним повітрям, що протікає по цих каналах. Тому під час аналізу роботи ВС (зокрема, при гідравлічному розрахунку) її часто представляють як графа, гілки якого відповідають характерним частинам каналів, а вузли – місцям з'єднання окремих каналів у єдину систему.

Для зручності аналізу загальні ВС часто розглядаються як сукупність взаємодіючих між собою та з навколишнім середовищем локальних ВС. Як локальні ПС можуть бути виділені, наприклад, система охолодження турбіни, система наддуву та охолодження опор, а також система активного управління радіальними зазорами (САУРЗ), протиобмерзання (ПОС), система кондиціонування повітря (СКВ) літака та ін. .

Рис. 12.1 зображено приклад схеми ВС умовного ГТД, що складається з трьох ВП різного призначення, а саме:

- ВП «А» – призначеного для охолодження соплового апарату турбіни;
- ВП «Б» – системи відбору повітря на потреби об'єкта застосування (в кабінку літака);
- ВП «В» - призначеного для обігріву лопаток ВНА з метою їхнього захисту від зледеніння.

ВВ потоку «А», проходить каналами в лопатках, підігрівається і надходить у ГВТ, де змішується з основним повітрям і вже у складі основного потоку газу продовжує рух до виходу з реактивного сопла, тим самим беручи участь у створенні тяги або потужності двигуна і частково компенсуючи пов'язані з його відбором втрати. ВВ потоку "Б", проходячи через відповідні системи літака, відводиться в атмосферу. Енергія цього повітря більше не використовується у створенні тяги чи потужності двигуна. ВВ потоку «В», проходячи через канали в лопатках ВНА, так само як і повітря потоку «А» надходить у ГВТ. Однак, будучи умовно «замкненим» потоком, він не тільки не бере участі у створенні тяги або потужності двигуна, а й, підігріваючи потік основного повітря на вході в компресор, певною мірою збільшує роботу стиснення. Таким чином, з погляду рівня відносних втрат у циклі, пов'язаних з відбором повітря в ПС, потік «А» є менш «енергетично шкідливим», а потік «В» - найбільш «енергетично шкідливим» ВП.

Побічні потоки не слід змішувати з вторинними течіями, наприклад, у міжлопаткових каналах компресора, турбіни.

До вторинних потоків не відносяться різного роду витоків, які можуть мати місце в з'єднаннях елементів конструкції ГТД (стиках та поєднаннях корпусних і роторних деталей, з'єднаннях трубопроводів тощо).

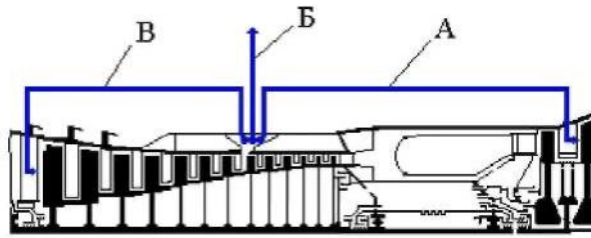


Рис.1 Схема ВС ГТД

А - ВП на охолодження СА турбіни; Б- ВП на обігрів ВНА; В- ВП на потреби об'єкта застосування

Основні вимоги до ВС зводяться до наступного:

1. ВС ГТД повинна забезпечувати локальні ВС повітрям у кількості та з параметрами необхідними для їх надійного функціонування в усіх очікуваних умовах експлуатації.
2. ВС ГТД повинна забезпечувати роботу однієї локальної ВС без впливу на роботу іншої.
3. Робота ВС ГТД не повинна знижувати запаси стійкості компресора.
4. Повітря, що відбирається з компресора в ВС, особливо в СКВ, не повинно містити парів масла, механічних частинок забруднень тощо.

## 2. Загальні і локальні повітряні системи ГТД.

Як вже було сказано вище, загальна ВС ГТД може бути представлена як сукупність локальних (або приватних) ВС, що забезпечують функціонування систем, агрегатів і пристроїв, як власне ГТД, так і об'єкта його застосування.

До найважливіших локальних ВС ГТД, зокрема, належать:

- система охолодження турбіни,
- система наддуву ущільнень масляних порожнин та охолодження підшипникових опор (короче-система наддуву та охолодження опор),
- система захисту елементів двигуна (вхідного корпусу, кока, лопаток ВНА і т.п.) від зледеніння (протиобліднювальна система - ПОС),
- система відбору повітря потреби об'єктів застосування ГТД.

Основний принцип роботи локальних ПС полягає в тому, щоб «відібрати» повітря з ГВТ і доставити його до споживача з необхідними параметрами (по  $P^*$ ,  $T^*$  і чистоті) і в потрібній кількості (G).

Тоді завдання зводиться до визначення місць відбору повітря з ГВТ, за необхідності – його підготовки (за параметрами), транспортування в потрібне місце з допустимими (мінімальними) втратами і, нарешті, визначення місць та транспортування відпрацьованого повітря туди, куди його можна «скинути» з максимальною ефективністю. При цьому мається на увазі, що

$$P^*_{\text{ВІДБОРУ}} > P^*_{\text{СПОЖИВАЧА}} > P_{\text{ЗКИДАННЯ}}$$

### 3. Повітряні системи охолодження турбін ГТД.

В даний час реалізовано досить велику кількість варіантів виконання схем ВС охолодження турбін ГТД. Вибір схеми в кожному конкретному випадку визначається:

- силовою схемою ГТД;
- конструкцією та схемою «внутрішньої» системи охолодження турбіни;
- традиціями фірми-розробника ГТД.

Розглянемо деякі можливі схемні рішення по системі охолодження турбіни на прикладі умовного двовального ТРДД (див. рис. 2), «внутрішня» система охолодження турбіни якого побудована за схемою, типовою для турбін багатьох сучасних ТРДД. У рамках цієї схеми можна виділити принаймні п'ять характерних порожнин, а саме:

- порожнини А і А<sub>1</sub>, в які підводиться повітря, що охолоджує СА ТВД;
- порожнину Б (перед апаратом закрутки), в яку підводиться повітря на охолодження робочих лопаток ТВД;
- порожнина В, розташована перед диском ТВД «нижче» апарата закрутки;
- порожнину Г, розташована між ТВД та ТНД;
- порожнину Д, розташована між ротором ТНД і задньою опорою.

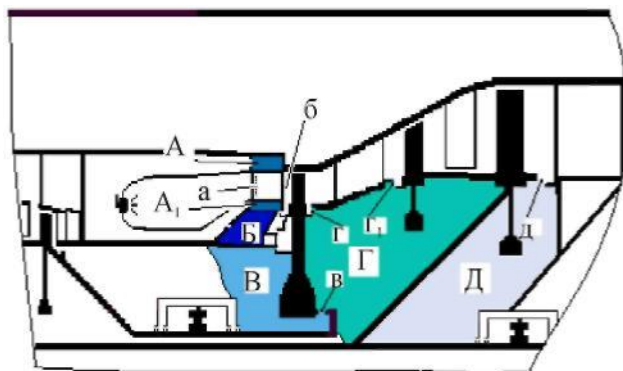


Рис. 2 - Характерні порожнини системи охолодження турбіни двовального ТРДД

- А, А<sub>1</sub> – порожнини підведення повітря на охолодження СА ТВД;
- Б- порожнину підведення повітря на охолодження робочих лопаток ТВД;
- В- порожнину перед диском ТВД «нижче» апарата закрутки;
- Г- порожнину, розташована між ТВД та ТНД;
- Д- порожнину, розташована між ротором ТНД та задньою опорою;

а, б, в, г, д - точки відведення охолоджуючого повітря.

При нормальній роботі системи охолодження турбіни тиск повітря в цих порожнинах має бути вищим, ніж тиск газу в ГВТ, куди буде відводитися це повітря (точки а, б, в, г, д - відповідно). Очевидно, що тиск у порожнині А має бути найбільшим, а тиск у порожнині Д - найменшим із згаданих порожнин. Переходячи до розгляду варіантів схемних рішень щодо систем охолодження, перш за все слід відзначити, що схема підведення повітря в порожнині А і А<sub>1</sub> на більшості двигунів виконана практично ідентично - туди підводиться повітря з порожнини корпусу КС (див. рис. 3).

Підведення повітря в порожнину Б також проводиться з порожнини корпусу КС або через отвори 1 в корпусі КС (Рис. 4, а), або з додатковою лінією 2, в якій може проводитися регулювання витрати (див. Рис.4, б), або додаткове охолодження повітря (див. рис. 4, в).

Підведення повітря в порожнину здійснюється або від відповідного середнього ступеня компресора (Рис. 5, а, б), або з залабіринтної порожнини К (Рис. 5, в).

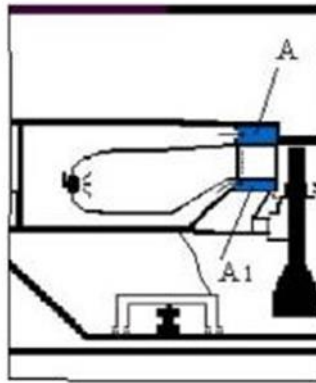
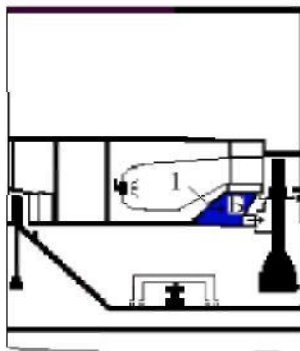
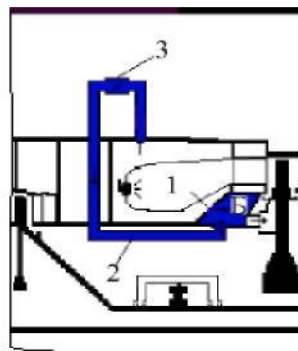


Рис.3

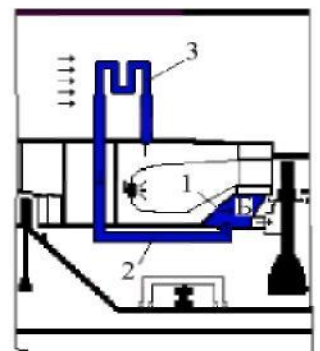
Підведення повітря в порожнину Г, залежно від силової схеми двигуна, може вироблятися або з порожнини Б (див. рис. 6, а), або від відповідного середнього ступеня компресора по міжвальній порожнині (див. рис. 6, б), або від відповідного середнього ступеня компресора через стійки міжтурбінної опори (рис.6,в).



а)



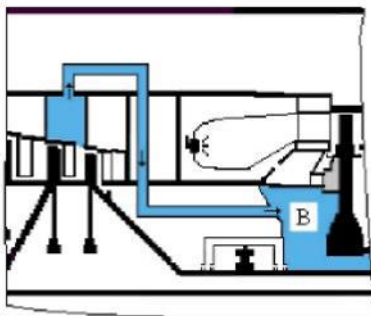
б)



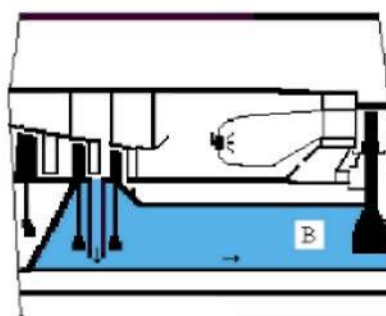
в)

Рис. 4 - Варіанти схеми підведення повітря на охолодження РЛ 1 ступеня ТГД:

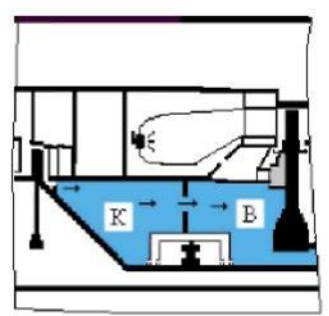
а) через отвори в корпусі КС; б) через отвори в корпусі КС та додаткову лінію з регулюванням витрати повітря; в) через отвори в корпусі КС та додаткову лінію з охолодженням повітря. 1 - отвір у корпусі КС; 2 – додаткова лінія; 3 – заслінка; 4 - повітро-повітряний теплообмінник; Б - порожнина перед апаратом закрутки



а



б



в

Рис. 5 - Варіанти схеми підведення повітря на охолодження маточини диска ТВД

а) від середнього ступеня КВС;

б) від середнього ступеня КВД через порожнину в роторі ВД;

в) із залабіринтної порожнини

В - порожнина перед диском ТВД нижче апарату закрутки; К - залабіринтна порожнина

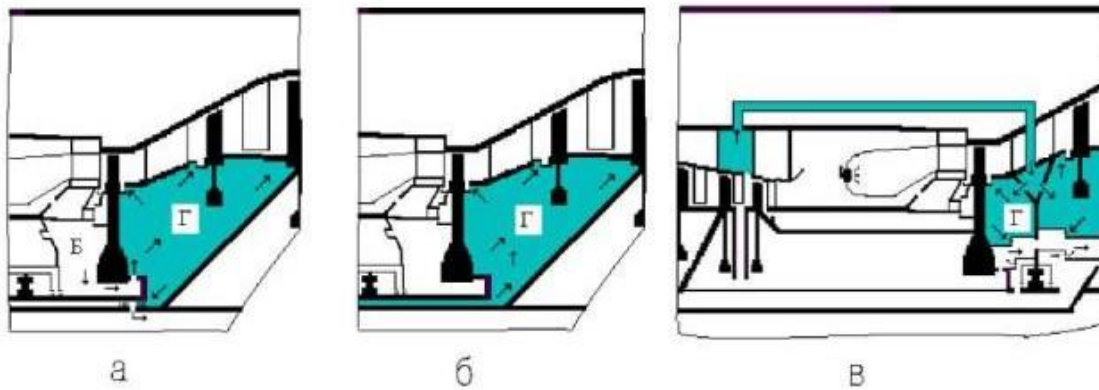


Рис. 6 - Варіанти схеми підведення повітря у міжтурбінну порожнину

а) з порожнини перед диском ТВД; б) по міжвальній порожнині від середнього ступеня КВД; в) від середнього ступеня КВД через стійки міжтурбінної опори. В - порожнина перед диском ТВД нижче апарату закрутки; Г - міжтурбінова порожнина

### 3. Повітряні системи наддуву і охолодження опор.

Існують три основні типи схем наддуву та охолодження окремих опор ГТД:

Тип 1 - схема з наддувом ущільнень безпосередньо з повітряної порожнини двигуна, в якій розташована опора (рис. 7). Схема може застосовуватися для неохолоджуваних «холодних» опор (тобто для опор, розташованих у порожнинах, з температурою повітря нижче гранично-допустимої за умов термостабільності масла і за відсутності що знаходяться в безпосередній близькості від опори «гарячих» деталей) і лише за умови забезпечення допустимого прийнятого типу ущільнення діапазону перепадів тиску.

Масляна порожнина М розглянутої опори утворена оболонкою 1 і зовнішньою поверхнею валу 2 з встановленими на них елементами рухомого ущільнення (для визначеності приймемо, що це буде щільне лабіринтне ущільнення). Наддув ущільнення здійснюється безпосередньо з навколишнього опору повітряної порожнини Н.

Повітря, що надходить у масляну порожнину М з порожнини Н через зазор в ущільненні (потік «а»), змішується з парами і аерозолями масла, що знаходяться в масляній порожнині, утворюючи маслоповітряну суміш. Далі вже у складі маслоповітряної суміші повітря залишає масляну порожнину двома шляхами: через канал суфлювання (потік «б») і через канал відкачування потік в), причому більшість повітря йде через канал суфлювання.

Повітря (потік «б»), що рухається каналом суфлювання надходить у порожнину С (зазвичай це порожнина належить вхідному або розділовому корпусу ГТД), яка повідомляється з атмосферою через відцентровий суфлер 3.

Повітря (потік «в»), що йде з порожнини опори з маслом, що відкачується, також направляється в порожнину С, проте, перш ніж потрапити в цю порожнину він попередньо відокремлюється від масла в відцентровому повітровідкремлювачі 4. У порожнині С відбувається об'єднання потоків («б» і «в») один загальний потік, який потім прямує на вхід у відцентровий суфлер 3. У крильчатці суфлера повітря звільняється від рідко-краплинних фракцій олії і трубопроводом суфлювання 5 у загальному потоці «г» разом з парами олії відводиться за межі двигуна.

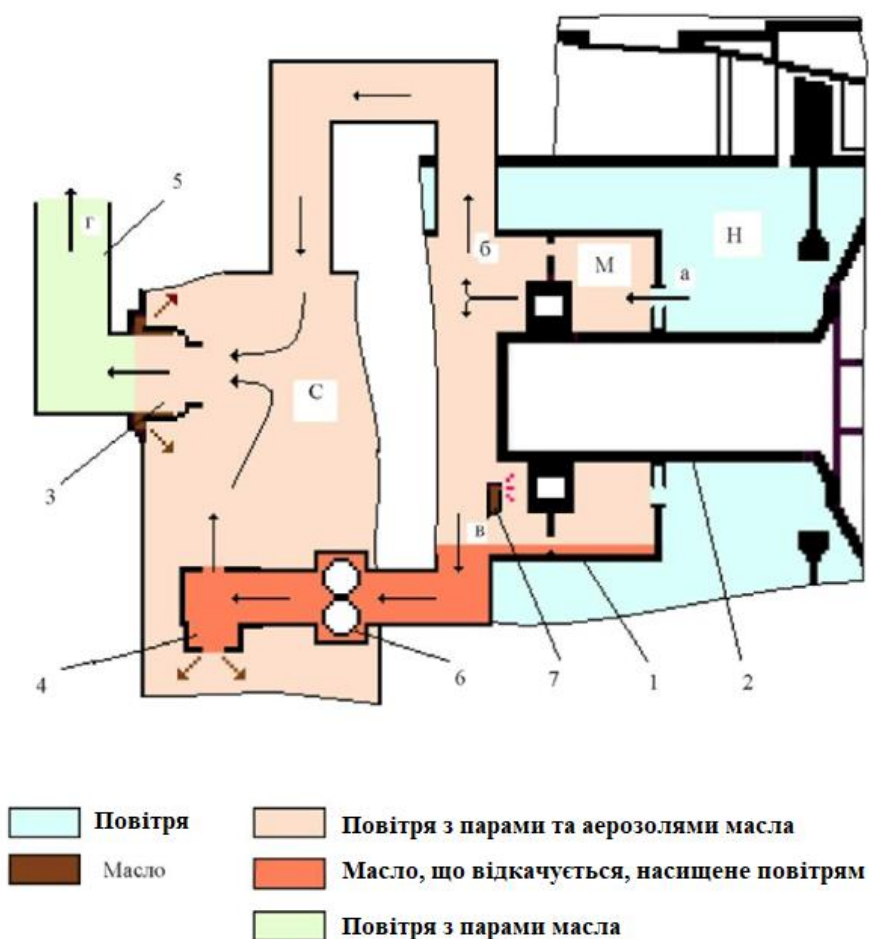


Рис.7 - Схема наддуву ущільнення масляної порожнини опори ГТД  
1 - оболонка олійної порожнини опори; 2 - вал; 3 - відцентровий суфлер; 4 - відцентровий віддільник повітря; 5 - трубопровід суфлювання; 6 - маслonaсос відкачування; 7 - форсунка подачі масла на підшипник

Тип 2 - схема з наддувом ущільнень із спеціально організованої т.зв. порожнини наддуву, в яку підводиться повітря від відповідного ступеня компресора з необхідними здійснення наддуву ущільнень і охолодження опори параметрами. При

необхідності може змінюватися параметри цього повітря шляхом його дроселювання, охолодження, способом перемикання ступенів відбору. Ця схема може застосовуватися як для неохолоджуваних, так і для охолоджуваних гарячих опор за умови, що тиск повітря в порожнині двигуна, де розташовується опора, менше тиску в масляній порожнині і в порожнині наддуву.

Тип 3 - схема з наддувом ущільнень з порожнини наддуву, в яку, як і в схемі другого типу, підводиться повітря з параметрами, необхідними для здійснення наддува ущільнень і охолодження опори, що відрізняється тим, що між порожниною наддува і порожниною двигуна, де знаходиться опора знаходиться додаткова, так звана дренажна порожнина, в якій підтримується тиск, менший, ніж у перших двох порожнинах. Дренажна порожнина зазвичай повідомляється з областями зниженого тиску, наприклад, із каналом зовнішнього контуру ТРДД або з атмосферою. Ця схема застосовується як правило, тільки для опор, що охолоджуються.

Для підвищення надійності системи наддуву крім описаних вище застосовують також схеми, в яких між порожниною наддуву і масляною порожниною вводиться додаткова, так звана передмасляна порожнина, призначена для збору та відведення витоків олії з масляної порожнини, які можуть мати місце в екстремальних умовах роботи двигунів певних типів

#### 4. Протиобліднювальні системи.

ПОС ГтД розглянемо на прикладі ВС обігріву повітрозабірника, кока і

приймачів температури і тиску на вході в двигун з метою захисту їх від зледеніння ТРДД (Рис. 8).

Повітря, призначене для обігріву згаданих елементів конструкції відбирається в залежності від режиму роботи двигуна від 6-го або 13-го ступенів КВД. Перемикання ступенів відбору в залежності від частоти обертання ротора КВД здійснюється розподільчим пристроєм 1 за командами САУ двигуна.

Необхідний рівень тиску в системі підтримується автоматичним регулюючим пристроєм 2. Включення подачі повітря на обігрів в умовах можливого зледеніння здійснюється заслінкою 3 по команді бортової системи управління літака.

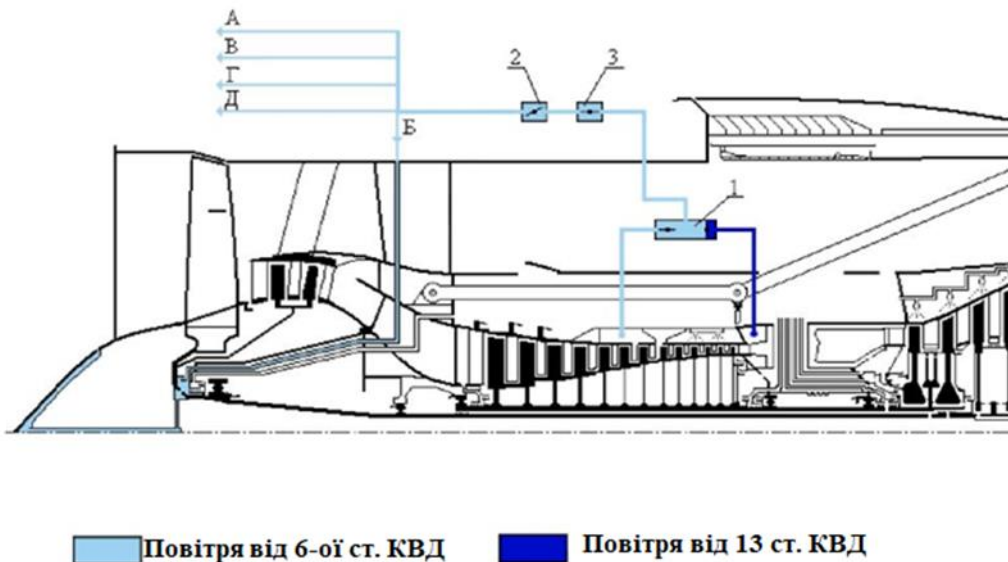


Рис. 7 - Система відбору повітря на ППС повітрозабірника, кока, приймачів температури та тиску на вході в двигун, а також на ежектори систем ТРДД. 1 - розподільний пристрій; 2 - регулюючий пристрій; 3 - заслінка

## 5. Система кондиціонування повітря.

Система кондиціонування повітря на авіаційних ГТД представлена, як правило, своєю початковою ділянкою, до функцій якої входить відбір і в ряді випадків регулювання витрати і температури повітря, що відбирається. Початкова ділянка СКВ з цієї причини іноді називається «Система попереднього охолодження повітря-СПОВ». Відбір повітря в систему здійснюється від 7 ступеня КВД.

Регулювання витрати повітря, що відбирається в СКВ, проводиться запірно-регулюючими пристроями по командах бортової системи управління літаків. Далі повітря, що надходить у СКВ охолоджується у встановленому на корпусі двигуна ВВТ і далі трубопроводом надходить безпосередньо в систему літака. Охолодження повітря у ВВТ здійснюється за рахунок продування останнього повітрям, що відбирається із зовнішнього контуру двигуна.

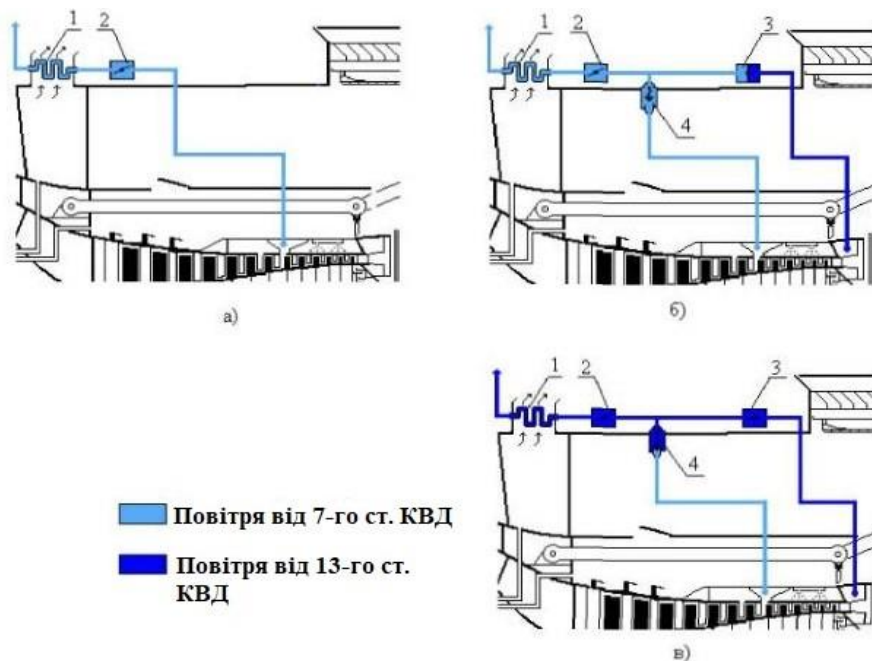


Рис.8 - Система відбору повітря від ТРДД на ВКВ літаків

а) Ту-204; б) Іл-96-300;  
в) Ту-204 на низьких режимах роботи двигуна;  
1 – ВВТ; 2 - запірно-регулюючий пристрій (ЗРУ); 3 – запірний пристрій (ЗП); 4 – зворотний клапан

## 6. Система активного управління зазорами.

Подача повітря на охолодження корпусів КВД і турбіни на відповідних режимах роботи двигуна здійснюється за трьома лініями: лінія 1 призначена для охолодження корпусів КВД, лінії 2 і 3 відповідно для охолодження корпусів турбіни. Лінія 3 забезпечує додаткове охолодження корпусів турбіни на крейсерському режимі, на решті всіх режимів подача повітря по цій лінії не проводиться.

Включення подачі повітря на охолодження корпусів КВД та турбіни здійснюється заслінками 4 за командами САУ двигуна.

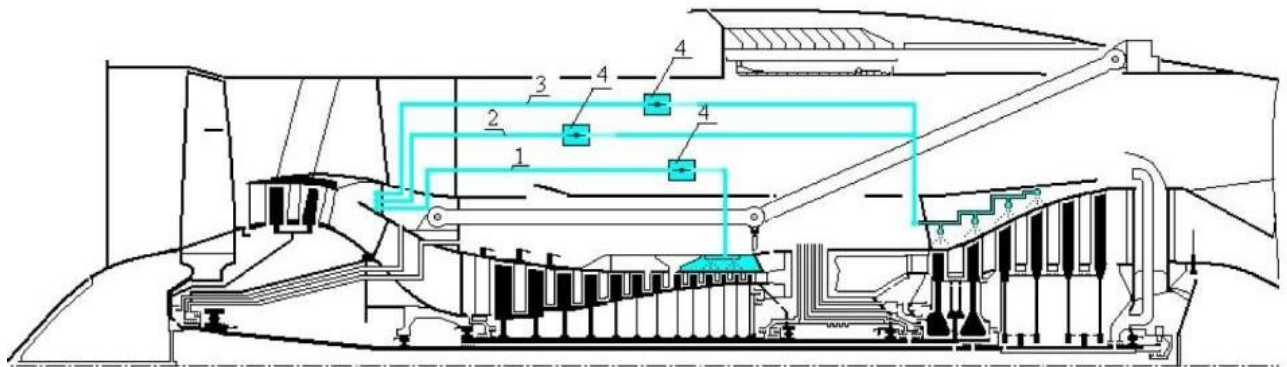


Рис. 9. Система відбору повітря на САУРЗ КВД та турбіни ТРДД  
1 - лінія охолодження корпусу КВД; 2,3 - лінії охолодження корпусів турбіни; 4- заслінка

## 8. Системи зовнішнього обігріву ГТД.

При низьких температурах навколишнього повітря  $-15 \dots -20^\circ \text{C}$  і нижче перед запуском «холодного» двигуна виконують його обігрів теплим повітрям з метою підвищення температури масла. Це необхідно для забезпечення нормальних умов роботи підшипників (виключення ковзання тіл кочення). Одночасно з маслом

підігрівається паливо, що покращує його пускові властивості. В основному для підігріву використовують пересувні аеродромні підігрівачі, від яких тепле повітря з температурою 85 ... 90 ° С по рукавах подається в газоповітряний тракт і в мотогондол двигуна. Двигун вважається прогрітим, якщо температура масла після холодного прокручування становить 5...10°C. Тривалість обігріву залежить від температури навколишнього повітря та швидкості вітру і може становити від 15...20 хвилин до 1,5...2 годин.

Для зменшення трудомісткості робіт з обігріву двигуна і часу на їх виконання, а також для підвищення мобільності літака на двигуни можуть встановлюватися автономні системи повітряного обігріву. Одна з схем, що застосовуються, представлена на рис. 10.

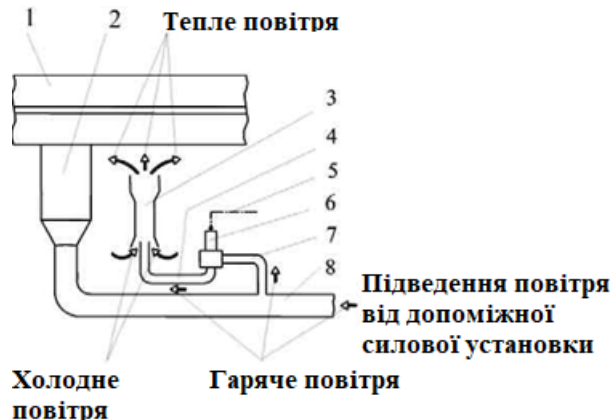


Рис. 10 – Схема системи обігріву

1 – коробка приводів; 2 – повітряний стартер; 3 – ежектор; 4 і 7 - трубопроводи; 5 – електропроводка; 6 – електромагнітний клапан; 8 – магістраль підведення повітря до стартера

Система забезпечує обігрів агрегатів і трубопроводів у мотогондолі двигуна. До складу системи входить ежектор 3, електромагнітний клапан 6, трубопроводи 4 і 7 і електропроводка 5. Для введення системи в дію проводиться запуск ЗСУ і відкривається електромагнітний клапан 6. Гаряче повітря, що відбирається від ЗСУ, по магістралі 8 живлення повітряного стартера 2 і трубопроводів 4 і 7 надходить до активного сопла ежектора 3. Ежектор підсмоктує холодне повітря з мотогондoli, підігріває його, змішуючи з гарячим повітрям, і вже тепле повітря повертає в мотогондолу. Обтікаючи коробку приводів 1, маслобак, масляні та паливні агрегати та трубопроводи, тепле повітря забезпечує підвищення температури масла та палива. Після завершення обігріву електромагнітний клапан закривається. Для вирівнювання температури олії в масляній системі виконується холодне прокручування двигуна.