

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Газотурбінний двигун»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт
Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою №6 – Системи забезпечення роботи ГТД

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023 № 1

Розробник:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, викладач-спеціаліст Самохліб Олександр 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 і вимоги.
2. Сорти масел, що використовуються в системах змазки ГТД.
3. Типи систем змазки.
4. Способи змазки і їх характеристика.
5. Циркуляційна і абсолютна витрата масла.
6. Призначення агрегатів, які входять в систему змазки.
7. Будова та принцип роботи шестеренчастого маслонасосу.
8. Висотність системи змазки і способи її збільшення.

Рекомендована література:

Основна література:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2012. 477 с.
2. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2011. 1024 с.
3. Царенко А.О. Вертолiт Мi-2. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
4. Царенко А.О. «Вертолiт Мi-8Т. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 250 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті:

1. http://eir.zntu.edu.ua/bitstream/123456789/8204/1/NP_Artyukh.pdf

Текст лекції

1. Призначення і вимоги.

Надійне змащення тертьових поверхонь підшипників ковзання і кочення, шліцевих з'єднань, шестерень редукторів і приводів двигуна є одним з вирішальних умов його надійної роботи.

Масляні системи повинні забезпечувати:

- а) мінімум потужності, що витрачається на подолання тертя в підшипниках;
- б) зменшення зносу і тертя деталей;
- в) охолодження поверхонь, що труться деталей;
- г) вимивання твердих включень, що відділяються від труться в результаті зносу, винесення їх до фільтрів;
- д) консервацію частин двигуна (використовується масло покриває деталі масляною плівкою, що запобігає їх від корозії).

Масло використовується в якості робочої рідини в системах регулювання двигуном, управління повітряним гвинтом, гідравлічної муфти.

Вимоги до систем змащування:

- Забезпечення надійної подачі масла із заданими параметрами на всіх режимах роботи й умови експлуатації;

- Зменшення зносу третьових пар;
- Недопущення утворення коксу у внутрішніх порожнинах масляної системи і відкладення смол на фільтруючих елементах, що свідчить про якісне погіршення фізико-хімічних властивостей використовуваного масла;
- Мінімальні безповоротні втрати масла в процесі роботи.

Різного роду порушення подачі масла, навіть короточасні, можуть викликати підвищений знос, перегрів і заїдання третьових пар.

Час знаходження масла в двигуні має бути по можливості мінімальним, тому що в протилежному випадку значно збільшується насичення масла газами, зростає нагрів і прискорюється процес його окислення. Маслосистема повинна не тільки забезпечувати подачу масла в двигун, а й своєчасно видаляти нагріте і насичене повітрям масло.

2. Сорти масел, що використовуються в системах змазки ГТД.

Сорт масла визначається головним чином навантаженнями, що діють на вузли тертя, та робочими температурами.

У ТРД основними сильно навантаженими вузлами тертя є підшипники кочення ротора, які вимагають масел з великою в'язкістю. Тому застосовують мінеральні масла МК-6, МК-8 або трансформаторне, які мають малу в'язкість, низьку температуру застигання і мають гарні пускові якості. Олія, що має малу в'язкість, зменшує втрати на подолання сил тертя в підшипниках, краще обволікає нагріті деталі і добре знімає тепло.

У ТВД сильно навантаженими вузлами тертя, крім підшипників кочення ротора, є зуби шестерень редукторів, для яких потрібна олія з підвищеною в'язкістю. Тому для мастила деталей ТВД використовують суміш олій: зазвичай 75% масла МК-8 або трансформаторної та 25% масла МК-22 або МС-20.

На вертолітних двигунах застосовують синтетичні масла Castrol 98, ЛЗ-240, Turbonycoil 600, ІПМ-10, що володіють хорошими змащувальними властивостями, високою термохімічною стабільністю. Ці масла працюють при температурах вище 200°C, мають низьку температуру застигання, що забезпечує запуск двигуна без підігріву масла при температурі навколишнього повітря до мінус 40°C.

3. Типи систем змазки.

Масляні літакові системи діляться на циркуляційні, нециркуляційні, комбіновані.

У *циркуляційних* масляних системах одне і те ж масло циркулює по замкнутому або короткозамкнутому контуру, в них відпрацьоване масло після його очищення, відділення повітря і охолодження знову подається в двигун.

Нециркуляційна масляна система застосовується на одноразових двигунах при високих температурах нагріву масла. Їх відрізняє простота конструкції, але витрата масла в них велика через те, що масло після відпрацювання втрачає свої змащувальні якості та викидається в атмосферу.

Комбіновані масляні системи складаються з двох систем:

- 1) звичайної *циркуляційної* - для змащення вузлів тертя, що працюють при

нормальних робочих температурах;

2) *нециркуляційної* - для змащення опор турбіни, що працюють в умовах високих температур.

Такі системи знайшли застосування на надзвукових літаках.

В авіаційних двигунах найбільшого поширення набула циркуляційна система, яка ділиться на замкнену і короткозамкнену.

Циркуляційна замкнута система (ЦЗС) характерна тим, що в ній масло циркулює по контуру: бак - двигун - радіатор - бак. Масло від двигуна повертається знову в бак.

Якщо масло від двигуна, минаячи бак, безпосередньо знову надходить на вхід до нагнітального насосу, то така система називається *циркуляційною короткозамкненою (ЦКШ)*. Масло циркулює по контуру: масляний насос - двигун - радіатор - масляний насос. У таких системах повітря і невелика частина масла все ж повертаються в бак для прогріву знаходиться там масла, але основна частина масла після охолодження в радіаторі відразу надходить через насос в двигун.

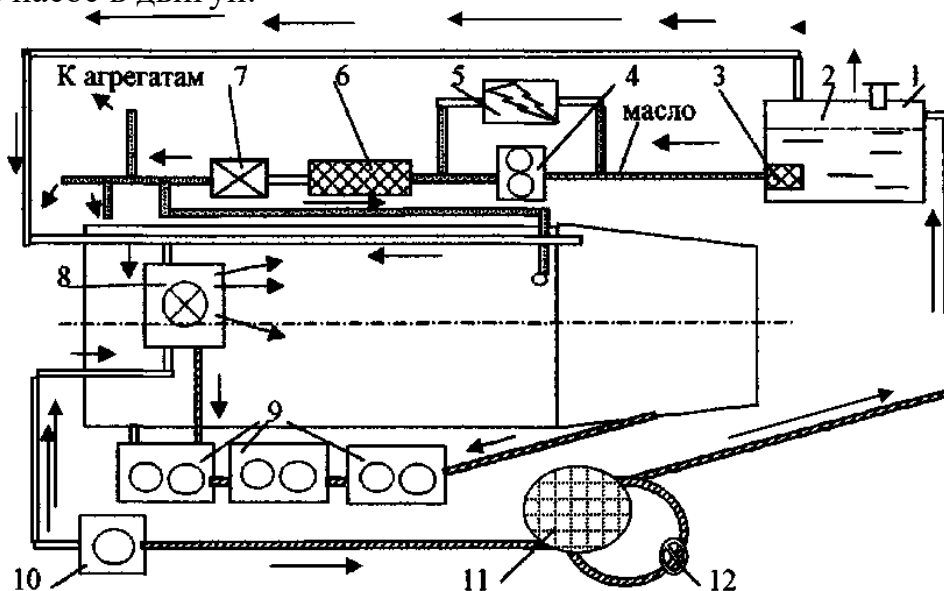


Рис. 1. Схема масляної системи відкритого типу:

- 1 - бак; 2 - піногасна перегородка; 3 - фільтр очищення масла;
 4 - нагнітає насос; 5 - редуктор тиску; 6 - фільтр на вході в двигун; 7 - зворотний клапан; 8 - відцентровий суфлер; 9 - відсмоктують насоси;
 10 - відцентровий повітрівідокремлювач;
 11 - радіатор; 12 - перепускний клапан; - потік масла в двигун;
 - емульсія масла і повітря; - відпрацьоване масло

За тиском в повітряній порожнині бака циркуляційні системи поділяють на відкриті (рис.1) і закриті. У *відкритих* системах тиск в повітряній порожнині бака дорівнює атмосферному, а в *закритих* системах за допомогою редукційного клапана підтримується надлишковий тиск близько 0,2 - 0,3 кг / см².

Циркуляція масла здійснюється однією нагнітаючої секцією і трьома

відсмоктувальними секціями. Перекачування масла, наприклад через ДТРД, становить 10 - 16 л / хв, витрата масла - не більше 0,3 л / год.

З підйомом на висоту тиск в баку знижується і, отже, знижується тиск масла на вході в нагнітає насос. Тому основним недоліком відкритою циркуляційної системи в порівнянні з закритою і короткозамкненою системами є її менша висотність.

Циркуляційна масляна система складається зі всмоктуючої, нагнітальної і відкачувальної магістралей і доповнюється системою суфлювання масляних порожнин двигуна.

Усмоктувальна магістраль служить для підведення масла з бака до нагнітального насоса самопливом або за допомогою додаткового маслонуасосу.

Нагнітальна магістраль забезпечує подачу масла до деталей, що труться під тиском 3,5 кг / см².

Відкачувальна магістраль з встановленими на ній агрегатами необхідна для відводу відпрацьованого масла від агрегатів і відновлення його властивостей, температури і чистоти.

4. Способи змазки і їх характеристика.

Залежно від умов роботи вузлів тертя і можливості підведення масла до поверхонь, що труться, розрізняють такі способи змазки.

Змазка під тиском. Масло під тиском, створюваним масляним насосом, надходить безпосередньо на тертьові поверхні спеціальними каналами в корпусах і деталях. Таким способом змащуються, як правило, підшипники ковзання приводів та редукторів.

Змазка струминною подачею. Масло під тиском через спеціальні форсунки-жиклери нагнітається спрямованим струменем на поверхні, що труться. При цьому забезпечується інтенсивне прокачування масла між деталями, що труться, хороше відведення тепла і вимивання продуктів зносу. Таким способом змащуються підшипники кочення опор роторів, зуби шестерень редукторів і шліцеві з'єднання.

Залежно від необхідного прокачування масла через опори роторів ГТД застосовують три-, шести- і двадцятиточкову подачу масла через жиклери, що встановлюються рівномірно по колу підшипників.

Змазка розбризкуванням (барботажем). Масло розбризкується рухомими і обертовими деталями двигуна, дробиться на дрібні крапельки, що утворюють в порожнинах опор, корпусах редукторів і приводів масляний туман. Крапельки масла проникають через зазори між поверхнями, що труться, або осідають на них. Так змащуються підшипники кочення та шестерні приводів. Завдяки наявності масляного туману в повітряно-олійних порожнинах ГТД масло, що має липкість, покриває деталі плівкою, що запобігає їх від корозії.

5. Циркуляційна і абсолютна витрата масла.

Для забезпечення надійного охолодження і змащення тертьових поверхонь деталей через двигун повинно прокачуватися певну кількість масла в одиницю

часу. Ця кількість масла називається *циркуляційною витратою масла* V_M , л/хв. (прокачуванням масла).

У процесі роботи олія частково проникає через ущільнення, викидається через систему суфлювання, вигоряє та розкладається при високих температурах. Ці безповоротні втрати масла називаються *витратою масла* G_M , кг/годину.

6. Призначення агрегатів, які входять в систему змазки.

Запас масла, необхідний забезпечення роботи двигуна протягом заданого часу, міститься в маслобаку. Подачу масла в двигун здійснюють за допомогою нагнітального насоса, що створює необхідний тиск на вході в розгалужену мережу розподілу масла споживачам.

Відведення масла здійснюють насосами, що відкачують.

Перш, ніж масло знову надійде на вхід в нагнітаючий насос, від нього повинен бути відділений повітря, що міститься в маслоповітряній суміші, що відкачується. У зв'язку з цим у системі повинен бути передбачений сепаруючий пристрій (повітрявідділювач), що встановлюється на виході з каналу, що об'єднує магістралі відкачування масла з усіх вузлів двигуна.

Оскільки двигуна масло повертається підігрітим, тобто. з вихідною температурою більш високою (на $\geq 40^\circ\text{C}$) порівняно з величиною його температури на вході в двигун, то очевидно, що масло необхідно охолоджувати. Для відведення тепла від масла в циркуляційному контурі масляної системи повинна бути передбачена установка охолоджувача.

Так як в процесі роботи двигуна відбувається забруднення масла продуктами зносу поверхонь і механічними домішками з повітря, з яким масло контактує в масляних порожнинах двигуна, то для його очищення в циркуляційному контурі повинні бути встановлені фільтри тонкого очищення.

Таким чином, для забезпечення нормального функціонування масляної системи ГТД необхідний зазначений склад агрегатів. Ці агрегати, певним чином пов'язані між собою трубопроводами, створюють можливість для безперервного надходження до вузлів тертя охолодженої та очищеної масла, що циркулює по замкнутому контуру.

У зв'язку з необхідністю здійснення контролю працездатності масляної системи для вимірювань рівнів температур та тисків у характерних точках циркуляційного контуру встановлюють відповідні датчики. Так, на вході масла в двигун завжди вимірюють величину його тиску і, як правило, величину температури (у деяких двигунів виробляють контроль температури масла тільки на виході його з двигуна).

7. Будова та принцип роботи шестеренчастого маслоснабжувача

Циркуляція масла забезпечується, як правило, шестерним насосом, що відрізняється простотою конструкції, надійністю в роботі, малими габаритами і вагою. Кожна секція насоса складається з пари шестерень, що зчіпляються між

собою, мають однакову кількість зубів (рис. 2, а).

При обертанні шестерень за рахунок об'єму, що звільняється, при виході зубів з зачеплення масло всмоктується в порожнину А, звідки захоплюється зубами шестерень в порожнину нагнітання Б. При вході зубів в зачеплення масло видавлюється з западин, внаслідок чого відбувається підвищення тиску. При видавлюванні масла значно навантажуються підшипники насоса. Для усунення цього на корпусі та кришці насоса з боку нагнітання виконують розвантажувальні канавки (рис. 2, б).

Величина тиску залежить від в'язкості масла, швидкості обертання валу насоса, гідравлічних опорів системи та встановлюється такою, щоб забезпечити необхідну циркуляційну витрату масла на всіх режимах роботи двигуна та висотах польоту.

Для цього шестерний насос має редукційний клапан, що обмежує максимальну величину тиску масла в лінії нагнітання. Якщо тиск масла в лінії нагнітання стане більше заданого (що могло б призвести до переповнення двигуна маслом), то редукційний клапан відкривається і перепускає зайву кількість масла на лінію всмоктування.

На редукційний клапан 3 з одного боку чинить тиск масло, що надходить з насоса, що нагнітає, в масломагістраль двигуна, а з іншого боку — сила пружності пружини, відрегульованої на тиск $(3,5 \pm 0,5) \text{ кгс/см}^2$ (за приладом). Якщо тиск масла на виході з насоса перевищить дане значення, то редукційний клапан відкриється і перепустить частину масла з порожнини високого тиску в порожнину А, тобто на вхід масла в насос. Для забезпечення надійної роботи маслосистеми продуктивність нагнітального маслосистеми $V_{\text{нагн}}$ значно перевищує повне прокачування масла через двигун $V_{\text{дв}}$. Тому при роботі двигуна на робочих режимах на землі редукційний клапан відкритий і частина масла з лінії нагнітання перепускається на вхід в насос, що нагнітає, тобто.

$$V_{\text{р.кл}} = V_{\text{нагн}} - V_{\text{дв}}$$

де $V_{\text{р.кл}}$ - кількість масла, що перепускається редукційним клапаном на вхід у насос.

На продуктивність і тиск насоса значно впливає зміна режиму роботи двигуна і польотних умов, так як це пов'язано з частотою обертання насоса і тиском на вході в насос.

При збільшенні частоти обертання двигуна від режиму малого газу зростає частота обертання зубчастих коліс насоса, що нагнітає, що призводить до збільшення його продуктивності і тиску масла до встановленого значення. При подальшому збільшенні частоти обертання продуктивність ступеня нагнітання $V_{\text{нагн}}$ продовжує зростати, перевищуючи необхідне прокачування масла через двигун $V_{\text{дв}}$. При цьому редукційний клапан, налаштований на підтримку постійного тиску, відкривається на більшу величину і обмежує прокачування масла через двигун. Однак зі збільшенням відкриття редукційного клапана зростають натяг його пружини і тиск масла на виході з насоса p_m , а також прокачування масла через двигун (рис. 2 а).

При наборі висоти тиск у маслобаку та на вході в нагнітаючий насос

знижується. Це викликає виділення з масла розчиненого в ньому повітря і збільшення обсягів бульбашок повітря та газів, що знаходяться в масла, тобто масло спінюється. Продуктивність нагнітального насоса $V_{\text{нагн}}$ знижується і зменшується кількість масла, що перепускається редукційним клапаном на вхід у насос. Редукційний клапан при наборі висоти поступово прикривається, що викликає зменшення натягу пружини і, як наслідок, зменшення тиску та прокачування масла через двигун. При досягненні розрахункової висоти H_p (рис. 2, г) продуктивність нагнітального насоса $V_{\text{нагн}}$ стає рівною повною прокачуванню масла через двигун $V_{\text{дв}}$ і редукційний клапан повністю закривається.

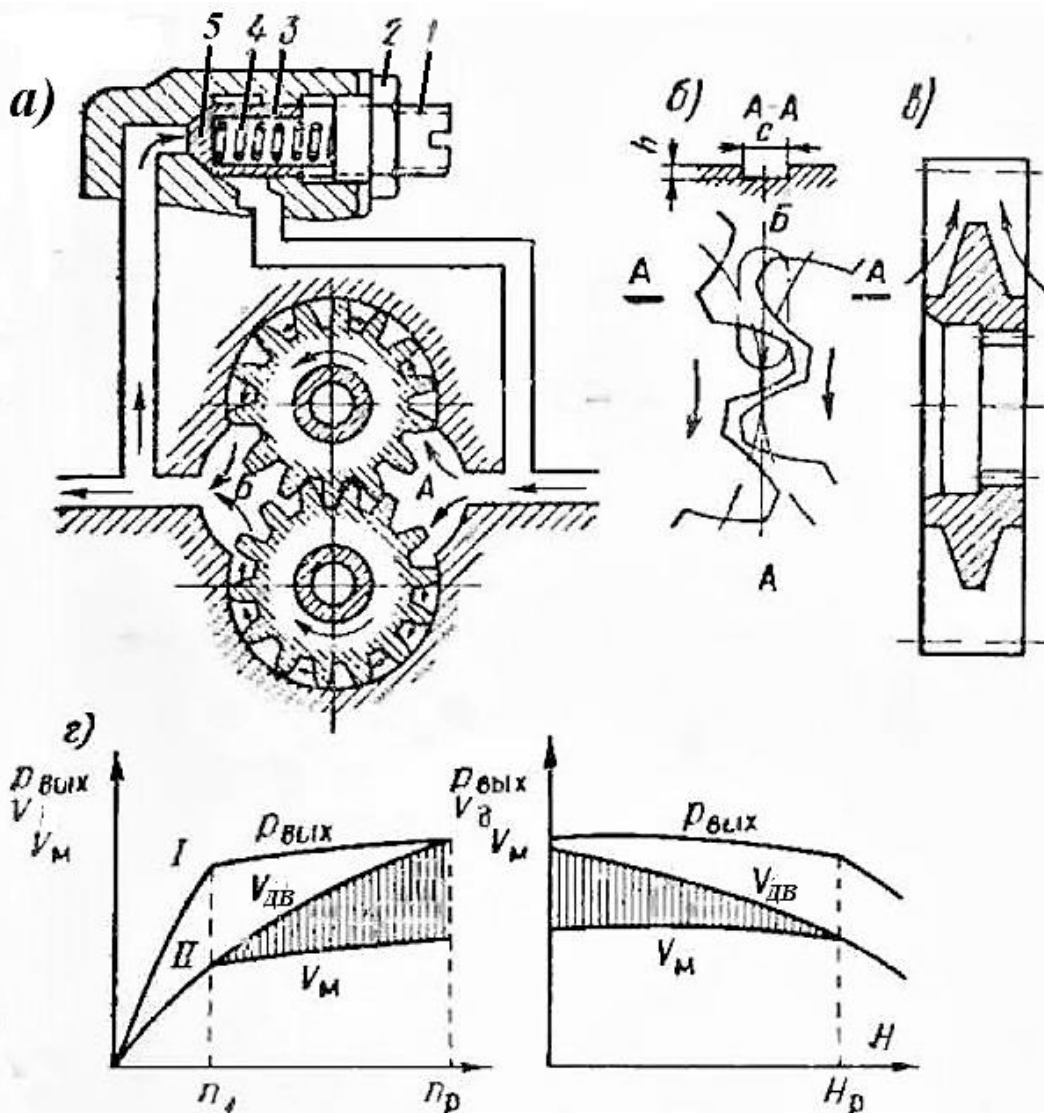


Рис. 2. Шестерний масляний насос:

а - схема роботи; б-розташування розвантажувальної канавки; в-шестерня з осевим підводом масла; г-характеристики; 1- регулювальний гвинт; 2-контргайка; 3 золотник редукційного клапана; 4 - пружина; 5-клапан редукційний;

8. Висотність системи змазки і способи її збільшення.

Висотність масляної системи та компенсація витрати масла на ГТД забезпечуються одним або одночасно декількома способами:

- запасом продуктивності нагнітальної секції маслонуоса;

- установкою додаткового насоса підживлення, що створює підпор 0,6 - 0,8 к/см² па вході в основний масляний насос;
- установкою бака вище за насос;
- установкою всмоктувальних трубопроводів з великим діаметром та калим'ям гідравлічними опорами;
- застосуванням закритої циркуляційної масляної системи;
- установкою повітровідділювача.

1. Призначення і вимоги.

Паливна система авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) служить для подачі палива з паливної системи повітряного судна (ВС) в камеру згорання двигуна в достатній кількості та в підготовленому для найбільш повного його згорання вигляді. Паливні системи здійснюють також харчування паливом, як робочою рідиною, службових гідромеханізмів систем автоматичного управління ГТД і, як охолоджувальною рідиною, паливомасляних радіаторів.

Паливні системи повинні:

- забезпечувати безперебійну подачу та гарну якість розпилу палива в камерах згорання на всіх режимах роботи двигуна та за будь-яких умов польоту;
- мати висотність не менше практичної стелі літака;
- бути безпечними у пожежному відношенні;
- мати високу експлуатаційну технологічність (доступність, легкознімність, контролепридатність, взаємозамінність, мінімальний час та вартість усунення несправності в оперативному циклі експлуатації);
- забезпечувати необхідну чистоту палива;
- бути максимально можливою мірою автоматизованими і простими в управлінні;
- мати малі габарити та вагу.

2. Сорти палив, що використовуються для роботи ГТД.

У сучасних ГТД застосовують вуглеводневі палива прямої перегонки нафти марок Т-1, ТС-1, Т-2, РТ, Т-5, Т-6, Т-7 та Т-8. Їх отримують на основі гасу з додаванням інших фракцій та різних присадок. Т-1 – це паливо типу гасу, ТС-1 – типу обтяженого лігроїну. Т-2 та РТ мають широкий спектр складових, у тому числі бензинолігроїнові фракції. Інші палива відрізняються більш важким фракційним складом, підвищеним щільністю та кращим очищенням. Нижча теплота згорання застосовуваних палив становить середньому 43 МДж/кг, а щільність за нормальної температури 293°К перебуває у межах 750-850 кг/м³.

3. Типи паливних систем та їх характеристика.

У випадку паливної системи сучасного ГТД можна назвати такі системи:

- низький тиск;
- високого тиску;
- пускового палива;

- дренажу палива.

На ТРД з форсажними камерами є форсажна паливна система.

Система низького тиску забезпечує попереднє підвищення тиску палива, що подається з паливної системи повітряного судна, очищення та подачу його в систему високого тиску.

До її складу входять (рис.1): руховий насос НПД, що підкачує, з регулятором тиску, фільтр грубого очищення Ф, витратомір палива і паливомасляний радіатор ТМР.

Система високого тиску служить для підведення палива до робочих форсунок під тиском, що забезпечує необхідну якість розпилювання в камері згоряння на всіх режимах роботи двигуна і за будь-яких умов польоту. У цій магістралі розміщені елементи системи автоматичного керування (САУ) ГТД, що виробляють автоматичне дозування палива у необхідній кількості згідно із заданими законами управління витратою палива. Для створення необхідного тиску палива перед форсунками служить основний паливний насос ОТН, який на максимальному режимі повинен підвищувати тиск до 4-15 МПа. ОТН має привід від ротора двигуна через коробку приводів агрегатів.

Залежно від типу ОТН і відповідного йому принципу управління витратою палива, можна виділити два різновиди систем: з основним паливним насосом керованої та некерованої продуктивності. Для запобігання засміченню форсунок механічними частинками подачу палива до них здійснюють через фільтри Ф.

Система пускового палива служить для живлення паливом пускових форсунок запалювачів при запуску двигуна. Пускові форсунки досить добре розпорошують паливо, підведене до них під тиском 0,15-0,3 МПа. Тому живлення даної магістралі здійснюють від двигунового насоса, що підкачує. За відсутності НПД, а також якщо він не має регулятора тиску, паливо до пускових форсунок підводять від основного паливного насоса через спеціальний клапан, що забезпечує зниження тиску до вищевказаних величин і його стабілізацію.

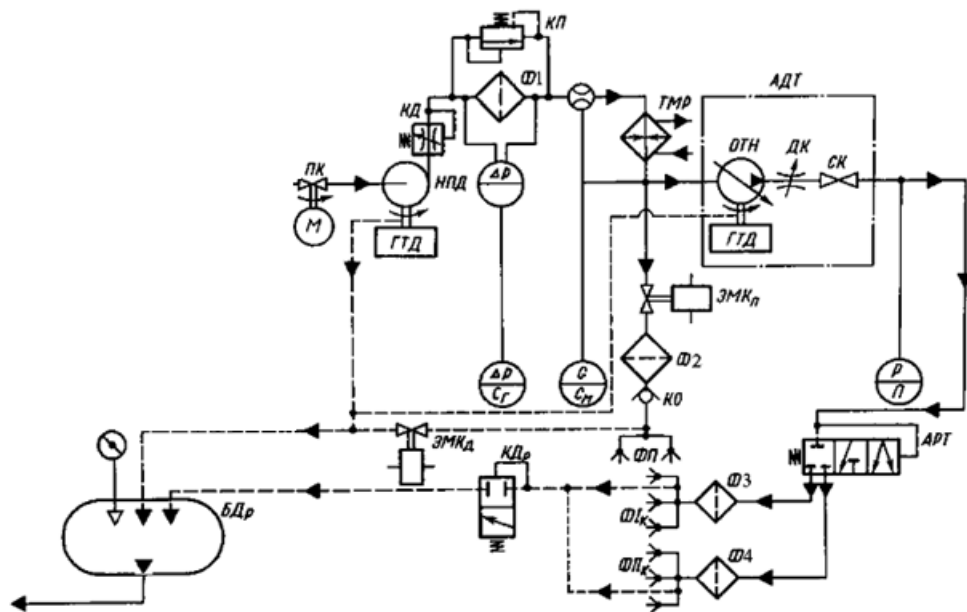


Рис.1. Схема паливної системи ГТД з ОТН керованої продуктивності

Основними елементами магістралі пускового палива є електромагнітний клапан ЕМК, фільтр Ф, зворотний клапан ОК і пускові форсунки ФП. ЕМК служить для включення та вимикання подачі палива до форсунок за автоматичними командами від панелі запуску двигуна. ОК запобігає прориву гарячого газу через форсунки з камери згоряння в паливну магістраль після запуску ГТД.

У паливних системах низки ГТД система пускового палива відсутня. Для запуску таких двигунів використовують свічки запалювання поверхневого розряду, що займають основне паливо, що подається в камеру згоряння робочими форсунками.

Система дренажу палива служить для зменшення небезпеки виникнення пожежі на двигуні і передбачає злив невеликої кількості палива з місць можливого скупчення з наступним викидом в атмосферу.

Паливо зливають у дренажний бак БДр (див. рис.1) з паливних колекторів, нижніх порожнин камери згоряння та турбіни, де воно може накопичуватися після вимкнення або невдалого запуску двигуна.

Здійснюють дренаж порожнин між ущільненнями хвостовиків приводних валів паливних насосів. Для зливу палива з колекторів, порожнин камери згоряння та турбіни застосовують дренажні клапани КДр, які при роботі двигуна закриті зусиллями від високого тиску палива або газу та відкриваються зусиллям зтягування пружини при зниженні тиску до 0,2-0,4 МПа в момент зупинки ГТД. З дренажного бака паливо витісняється підведеним від компресора повітрям у вихідний пристрій двигуна.

Іноді передбачають дренаж відрізка магістралі пускового палива (від форсунок до зворотного клапана) через електромагнітний клапан ЕМК, який включають короткий час після припинення подачі палива до форсунок запалювачів. Через ЕМК паливо витісняється із трубопроводів у дренажний бак

підвищеним тиском повітря в камері згоряння.

4. Характеристика елементів, що входять в систему.

До складу паливної системи ГТД входять такі основні агрегати: насоси підкачування палива, основний насос високого тиску, форсунки, радіатор(и), агрегати управління та регулювання подачі палива, фільтри, трубопроводи, колектори та контрольно-вимірювальні прилади.

Паливні насоси

У паливних системах можуть застосовуватися відцентрові, плунжерні, шестерні, і подвійні насоси. Кожен з типів насосів має свої переваги та недоліки, що визначають можливі сфери застосування.

Плунжерні насоси (рис. 2) набули найбільшого поширення як основні паливні насоси. Основними їх перевагами є можливість отримання високих тисків палива та можливість досить простого регулювання витрати палива при постійній кількості обертів.

У процесі виготовлення плунжерні насоси складніші, ніж інші насоси. Вони дуже чутливі до корозії, потрапляння механічних домішок, коксу та смол, вмісту води в паливі, а також високій температурі навколишнього середовища. Всі ці фактори викликають збільшення сил тертя між плунжерами та роторами, що може призвести до задирів плунжерів та виходу насосів з ладу.

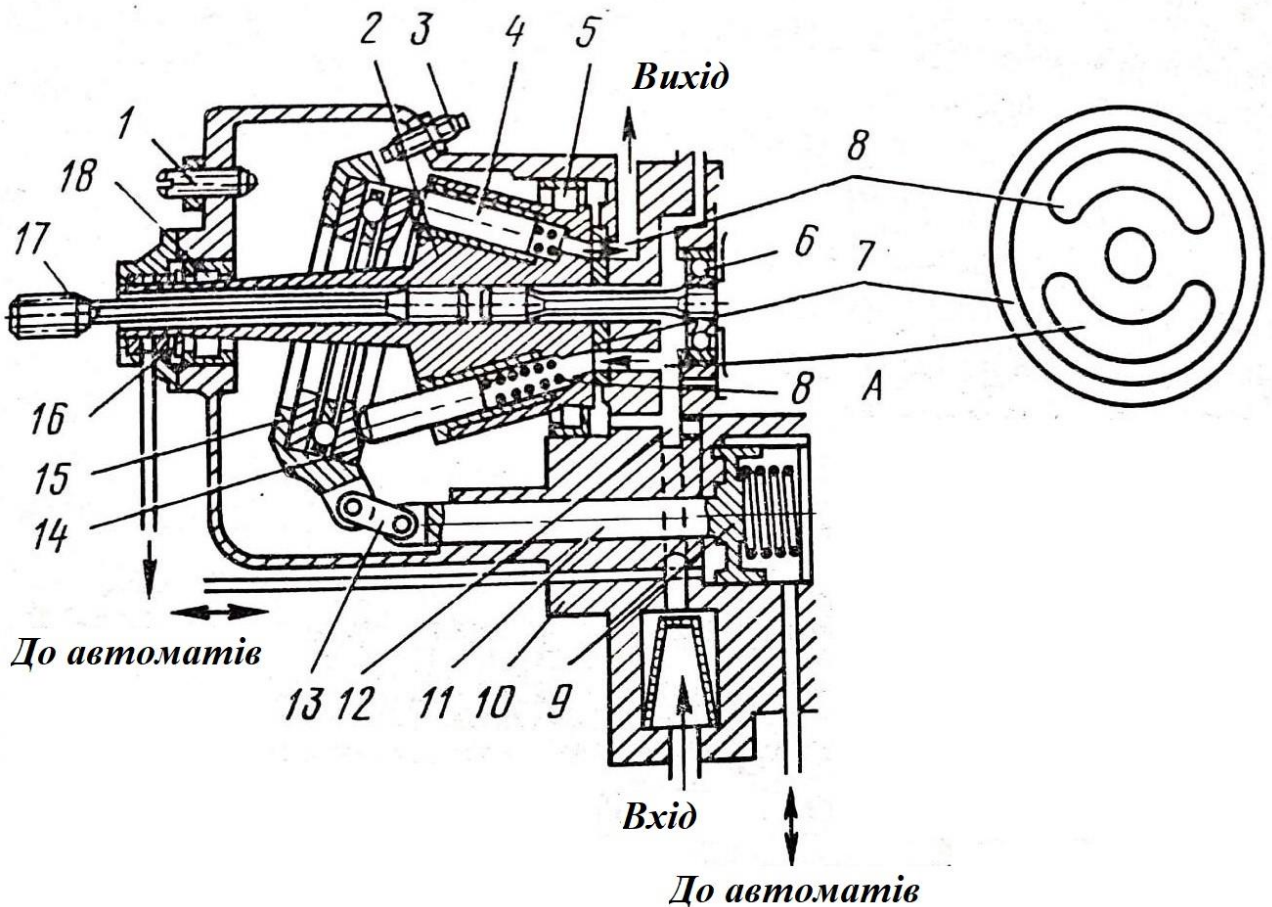
Плунжерний насос має ротор, в якому рівномірно по колу розташовані похилі до осі обертання отвори для плунжерів. Торцець ротора притиснутий до розподільного золотника, що має вікна всмоктування та нагнітання, що сполучаються з відповідними магістралями. Сферичний кінець плунжера упирається у похилу шайбу. Похила шайба за допомогою поршня може встановлюватись під різними кутами до площини розподільного золотника, повертаючись навколо осей.

При повороті ротора плунжер, ковзаючи по похилій шайбі, здійснює поступальний рух, віддаляючись від золотника. Отвір у роторі повідомляється з всмоктуючим вікном золотника. Під плунжером при його русі створюється розрідження і об'єм, що звільняється, заповнюється паливом з всмоктуючої магістралі.

Через половину обороту плунжер досягає верхньої мертвої точки максимального віддалення від золотника. При подальшому повороті плунжер рухається до нижньої мертвої точки і витісняє паливо через вікно, що нагнітає золотника.

За один оборот ротора насоса плунжер подає до нагнітальної магістралі обсяг палива, укладений між верхньою та нижньою мертвими точками. Цей обсяг пропорційний ходу плунжера та його діаметру.

Рис. 2. Плунжерний насос:



1,3 - регулювальні гвинти мінімальної та максимальної продуктивності; 2-ротор, 4-плунжер; 5, 18 -роликпідшипники; 6-кулькопідшипник; 7-розподільний золотник; 8-пружина; 9-сервопоршень; 10 - корпус; 11-шток сервопоршня; 12-канал входу палива; 13- сережка; 14- похила шайба; 15-корпус шарикопідшипника; 16-ущільнення; 17 - ресора ротора

Паливні форсунки

Розпил палива відцентровими силами закрученого потоку є найдосконалішим. Тому відцентрові форсунки набули найбільш широкого поширення. Принцип роботи відцентрової форсунки показано на рис. 3. Закрутка потоку може здійснюватися за допомогою шнекового завихрювача або подачею палива в закручування камери через тангенціальні вхідні отвори. Вийшовши з сопла, частинки палива рухаються лінійними траєкторіями, що утворюють порожнистий конус. Центральна частина сопла та камери закручування заповнені повітряним вихором. Кордон повітряного вихору знаходиться на тому радіусі камери закручування, де тиск палива падає до значення, що дорівнює тиску повітря в камері згоряння. Конус палива, що виходить з форсунки (рис. 3), має при вершині кут α , який і називається кутом факела.

Мінімальний тиск палива, при якому відцентрові форсунки можуть забезпечувати задовільну якість розпилювання в камері згоряння, становить 0,3-0,4 МПа. Максимальний тиск перед форсунками не повинен перевищувати 12-15 МПа за умовами міцності трубопроводів та надійності основного паливного насоса. При такому діапазоні тисків витрата палива через одноконтурні форсунки можна змінити приблизно в 5-6 разів, тоді як потрібне відношення максимальної подачі палива до мінімальної досягає 15-25. Тому в ГТД часто застосовують двоконтурні форсунки, які дозволяють збільшувати витрату палива не тільки шляхом підвищення тиску, але і за рахунок збільшення площі прохідного перерізу послідовним включенням у роботу спочатку першого, а потім другого контуру. Іноді використовують дві окремі групи форсунок, що послідовно підключаються.

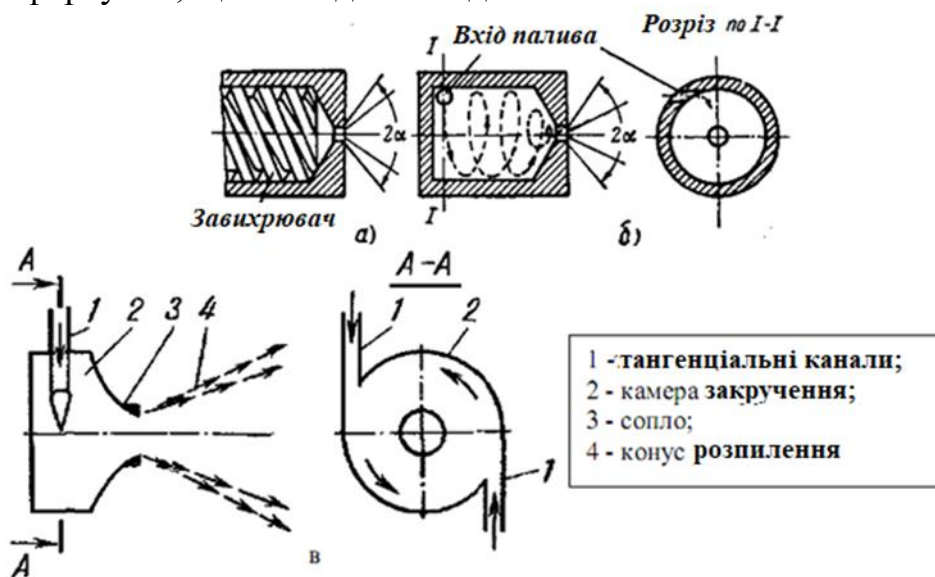


Рис.3. Принципові схеми відцентрової форсунки із завихрювачем (а) та тангенціальною (б,в)

Подачу палива у пускових та форсажних системах ГТД здійснюють одноконтурними форсунками.

Схема двухканальної однокамерної форсунки показана на рис. 4. Основний підвідний канал 1 призначений для подачі великих кількостей палива, що забезпечують основні режими роботи авіадвигуна, Допоміжний канал 2 служить для подачі палива на режимах малих витрат палива, коли основний канал перекритий клапаном 3.

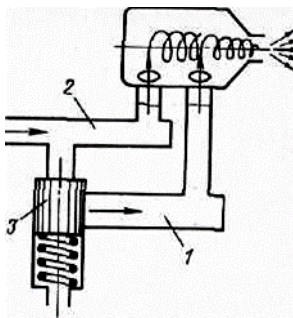


Рис.4. Схема двухканальної однокамерної форсунки

1. Призначення та вимоги до систем автоматичного регулювання.

Сучасний ГТД забезпечується складними системами управління і регулювання. Система управління дозволяє задавати режим роботи двигуна в процесі його експлуатації для отримання бажаних значень тяги (потужності) і питомої витрати палива. Управління може бути ручним або автоматичним. На пілотованих літаках ручне управління зводиться до важеля керування двигуном (РУД), яким задається необхідний режим. Управління двигуном зводиться до впливу на параметри його робочого процесу.

Під режимом роботи двигуна розуміється певна сукупність параметрів робочого процесу, при яких працює двигун. До них відносяться: частота обертання ротора n ; температура газу перед турбіною $T^*_Г$; ступінь підвищення тиску компресора π_k ; ступінь розширення газу в турбіні π_t ; коефіцієнти корисної дії компресора η_k і турбіни η_t ; кількість повітря, що надходить у двигун G_B і ін.

Вплив автоматичних пристроїв на параметри робочого процесу називається регулюванням двигуна. Враховуючи велику кількість параметрів, що визначають режим роботи двигуна, і складні взаємозв'язки між ними, застосовують автоматичне регулювання тільки основних параметрів ($\pi_{дв}$ і $T^*_Г$), які в основному визначають тягу, розвивається двигуном, питома витрата палива та навантаження, що діють на основні деталі двигуна.

Система автоматичного регулювання (САР) забезпечує підтримку заданого режиму роботи двигуна при зміні зовнішніх умов: висоти, швидкості польоту, температури і тиску навколишнього середовища. Завдяки цьому пілот звільняється від необхідності підтримки заданого режиму двигуна, істотно полегшується управління, збільшуються надійність і економічність двигуна. Крім того, САР при завданні нового режиму забезпечує його зміна за певним бажаного закону.

САР являє собою сукупність автоматичного регулятора з двигуном. Регулятор завжди включає чутливі елементи, що сприймають всяка зміна режиму роботи двигуна і умов польоту, і регулюючий орган, що впливає на регулюючі чинники (подача палива, площа на зрізі сопла, кут установки лопатей гвинта) з метою відновлення заданого режиму. Двигун в САР є об'єктом регулювання.

САР повинна забезпечувати:

- Найвигідніше використання двигуна, т. е. отримання найбільшої тяги (потужності) на максимальному режимі та найменшого питомого витрати палива на крейсерських режимах;
- Безпечну роботу двигуна, т. е. за умовами міцності і надійності запобігати можливість перевищення основних параметрів $\pi_{дв}$ і $T^*_Г$, встановлювати беспомпажну роботу компресора і стійку роботу камери згоряння при швидко мінливих умовах експлуатації;
- Хорошу прийомистість двигуна, т. е. встановлювати таку подачу палива, при якій затрачається мінімальний час надійного переходу двигуна з

одного режиму на інший при різкому переміщенні РУД від себе або на себе;

- Високу точність регулювання основних параметрів, а саме частоту обертання ротора і з точністю 0,2 ... 0,3% від номінальної частоти обертання, а T_g з точністю 20 ... 30 ° С. Це пояснюється сильним впливом π і T^*g на тягу (потужність) двигуна, міцність його елементів і питома витрата палива. Наприклад, зменшення частоти обертання на 1% від злітних значень призводить до зменшення тяги на 4 ... 5%, а збільшення T^*g на 1% викликає зменшення запасу міцності лопаток турбіни на 3 ... 4%;

- надійний автоматичний запуск за час, що не перевищує 120 с;

- стійку роботу двигуна на режимі малого газу, перехідних режимах і на великих висотах.

- під стійкістю розуміється здатність двигуна при даних зовнішніх умовах і незмінному положенні РУД зберігати з плином часу задану частоту обертання ротора.

2. Принципи управління енергетичними об'єктами

Всякий енергетичний процес характеризується сукупністю фізичних величин, які називаються координатами або параметрами процесу. Сукупність технічних засобів, що виконують даний енергетичний процес, є об'єктом управління. Для управління об'єктом деякі з його координат - керовані координати - повинні підтримуватися постійними або змінюватися за певним законом. Необхідність управління значеннями координат виникає внаслідок того, що нормальний хід процесу порушується різного роду збуреннями - зміною навантаження, впливом зовнішнього середовища, зміною характеристик елементів та іншими збуреннями.

На Рис.1 зображена схема об'єкта управління (ОУ). На цій схемі x_1, x_2, \dots, x_n - керовані і спостережувані координати або вихідні величини об'єкта; f_1, f_2, \dots, f_n - впливи; u_1, u_2, \dots, u_m - управляючі дії, за допомогою яких через керуючі органи об'єкта відбувається зміна керованих координат. Управління об'єктом здійснюється без безпосередньої участі людини, за допомогою спеціально для цієї мети приєднаних приладів, які називаються автоматичними регуляторами (Р). Сукупність засобів управління і об'єкта утворюють систему автоматичного управління (САУ) або в більш вузькому понятті систему автоматичного регулювання (САР).

У техніці широко використовуються два фундаментальних принципи управління: принцип компенсації (управління по обуренню) і принцип управління за відхиленням. Для з'ясування цих принципів на Рис.1.1.1 наведені схеми, на яких x_0 задане значення регульованої координати.

Принцип компенсації (Рис. 1, а). Для підтримки постійного значення координати $x = x_0$ вимірюються обурення f вносяться корективи в управлінський вплив i . Очевидно, в принципі можна підібрати таке значення u щоб в сталім режимі відхилення було відсутнє: $\Delta x = x_0 - x = 0$. Однак слід мати на увазі, що не завжди можна передбачити всі джерела збурень та їх виміряти.

Регулювання по відхиленню (Рис.4.1, б). Замість вимірювання збурень обмежуються виміром регульованої координати x . Вплив на об'єкт відбувається залежно від відхилення цієї координати від заданого значення. Очевидно, що регульована координата не може підтримуватися абсолютно точно, так як тільки її відхилення від заданого значення x_0 викликає керований вплив на об'єкт. Зв'язок між об'єктом регулювання і регулятором є від'ємним зворотним зв'язком, а сам принцип регулювання називається також замкнутим регулюванням. Відхилення $\Delta x = x_0 - x$ є помилкою регулювання.

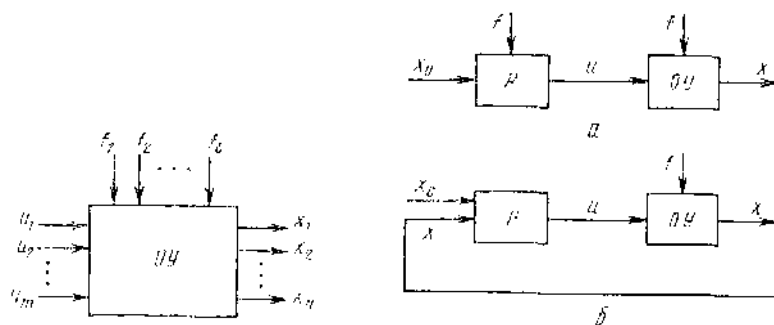


Рис.1 Принципи управління енергетичними об'єктами

В кінці процесу регулювання це відхилення може бути отримано як завгодно малим. Точність регулювання по відхиленню вище, ніж при регулюванні компенсацією збурень, тому принцип регулювання по відхиленню знайшов широкі застосування.

Можливе застосування комбінованого регулювання по обуренню і відхиленню. Комбіновані регулятори об'єднують гідності обох принципів: досягається швидкість реакції на зміну обурень і точне регулювання.

3. Елементи регулятора

Більшість САР авіаційних силових установок відноситься або до систем стабілізації, або до систем програмного управління. Системи стабілізації призначені для підтримки постійного значення регульованої координати $x_0(t) = \text{const}$. В системах програмного керування мається програмний пристрій, що виробляє величину $x_0(t)$.

Розглянемо структуру та елементи регулятора, що працює в режимі стабілізації. При замкнутому регулюванні будь-якої координати, яка визначає робочий режим двигуна, від регулятора потрібно, щоб він стійко підтримував її задане значення і швидко без великих коливань відновлював це значення, коли відбулося відхилення від усталеного режиму роботи.

При замкнутому регулюванні регулятором називається пристрій, що вимірює відхилення регульованої координати і виробляє вплив, величина якого залежить від вимірюваного відхилення. Регулятор має вимірювальний (чутливий) елемент, регулюючий орган і що пов'язує їх проміжне передавальне пристрій.

Перерахуємо елементи, з яких в принципі складається будь регулятор.

Чутливі елементи вимірюють величину регульованої координати або обурювального впливу. Потужність їх більше потужності чутливих органів вимірювальних приладів, так як зазвичай вони приводять в дію наступний елемент регулятора. Особливо це відноситься до чутливих елементів регуляторів прямої дії.

Задавальні елементи змінюють настройку регулятора, задаючи значення регульованої координати.

Порівнювальні елементи служать для виявлення різниці двох величин, з яких одна може задаватися механізмом налаштування, а інша визначається положенням регулюючого органу.

Перетворювальними елементами прийнято називати спеціальні елементи, призначені для перетворення однієї фізичної величини в іншу без повідомлення додаткової енергії. Наприклад, в ємнісному перетворювачі кут повороту пластини перетворюється в ємність між пластинами. Перетворення відбувається і в чутливому елементі. Так, якщо вироблена ним фізична величина незручна з яких-небудь причин для подальшого використання, то в регулятор вводять перетворювач.

В підсилюючих пристроях сигнал порівняння, рівний різниці виміряної і заданої величин, впливає на керуючий елемент підсилювача, в результаті чого відбувається посилення сигналу, що передається на його силові елементи. В гідромеханічних регуляторах силовими елементами звичайно є поршневі гідравлічні серводвигуни, в електричних регуляторах електродвигуни.

Регулюючі органи переміщуються силовими елементами і змінюють енергетичний стан об'єкта регулювання так, що величина регульованої координати наближається до заданого значення.

Стабілізуючі пристрої служать для гасіння коливань регульованої величини в процесі її регулювання. В гідромеханічних регуляторах стабілізуючі пристрої часто виконуються у вигляді жорстких і ізодромних зворотних зв'язків. Рідинні заспокоювачі (демпфери) сприяють гасінню коливань тих ланок, які володіють значною масою. Зворотні зв'язки між регулюючим органом або силовим елементом підсилювача і його керуючим елементом призводять до "попередньої відключенню" гідро-або електродвигуна, що сприяє загасанню коливань регульованої величини.

Регулювання може вестися або тільки за величиною координати (параметру робочого процесу двигуна), або по величині координати і величиною її похідної за часом. При цьому в регуляторі повинен бути другий чутливий елемент, який вимірює швидкість зміни координати.

Окремі елементи регулятора, наприклад, чутливий елемент, задавальний і порівнювальний пристрої, конструктивно можуть бути об'єднані в одному вузлі. В регуляторах деяких типів відсутні підсилювачі або стабілізуючі елементи.

5. Регульовані параметри та регулюючі фактори.

Програма регулювання встановлює закон зміни основних параметрів двигуна при зміні його режиму і зовнішніх умов (P_H^* , T_H^*).

Режим роботи ГТД визначається багатьма взаємопов'язаними параметрами, які поділяють на основні (регульовані) та допоміжні (нерегульовані).

Регульованими параметрами є ті, які найбільш ефективно впливають на режим роботи двигуна і значення яких легко змиритися і контролюється простими надійними і малоінерційними датчиками. Такими параметрами у ГТД є частота обертання ротора і температура газів перед турбіною. Саме ці параметри визначають тягу (потужність), економічність і надійність двигуна. Тому вони задаються системою управління і підтримуються постійними або змінюються за певним законом САР за допомогою регулюючих факторів.

6. Програми регулювання ГТД.

На експлуатованих ГТД знайшли застосування в основному два типи програм регулювання:

Програми регулювання першого типу характеризуються тим, що частота обертання ротора зберігається постійною при зміні зовнішніх умов за рахунок автоматичної зміни T_{Γ}^* при незмінній геометрії проточної частини двигуна, тобто вони вимагають:

$$n_{\max} = \text{const}, F_{p.c} = \text{const}, T_3 \neq \text{const},$$

p_c - площа на зрізі реактивного сопла.

Таке регулювання застосовується для ТРД, у яких геометрія проточної частини не змінюється. Регульованим параметром є частота обертання ротора, регулюючим фактором - подача палива G_T , а температура T_{Γ}^* регулюється опосередковано через n .

Програма регулювання другого типу, згідно з якою:

$$n = \text{const}; T_{\Gamma}^* = \text{const}; F_{p.c} \neq \text{const}.$$

застосовується для ТРД, у яких геометрія проточної частини змінюється, що неминуче веде до його конструктивного ускладнення. САР в цьому випадку має два регулюючих фактора, а регулятор забезпечений двома регулюючими органами. Це дозволяє дещо знизити питому витрату палива (на 3 ... 4%) і найбільш повно використовувати двигун по T_{Γ}^* за рахунок більш раціонального співвідношення між n і T_{Γ}^* . Системи регулювання ГТД з форсажними камерами передбачають регулювання площі критичного перетину реактивного сопла, так як при включенні форсажу необхідно зберегти значення π_T і не допустити закид температури T_{Γ}^* .

7. Типи систем регулювання.

По способу об'єднання різних типів регуляторів САК ГТД можуть бути:

- гідроелектронні, у яких всі основні функції регулювання здійснюються за допомогою гідромеханічних лічильно-вирішувальних пристроїв, і тільки для

виконання деяких функцій (обмеження температури газу, частоти обертання ротора турбокомпресора й ін.) використовуються електронні регулятори;

- супервізорні, у яких електронні регулятори використовуються для корекції в обмеженій області роботи гідромеханічних регуляторів, що безпосередньо впливають на виконавчі органи;

- електронно-гідравлічні, у яких основні функції регулювання здійснюються за допомогою електронних пристроїв (аналогових або цифрових), а окремі функції – за допомогою гідромеханічних і пневматичних регуляторів;

- повністю електронні системи, у яких всі функції регулювання виконуються засобами електронної техніки, а виконавчі органи можуть бути гідромеханічними або пневматичними.

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 потоці 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 витрачатися 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 кабіну літака);
- ВП «В» - призначеного для обігріву лопаток ВНА з метою їхнього захисту від зледеніння.

ВВ потоку «А», проходить каналами в лопатках, підігривається 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, підігриваючи 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).

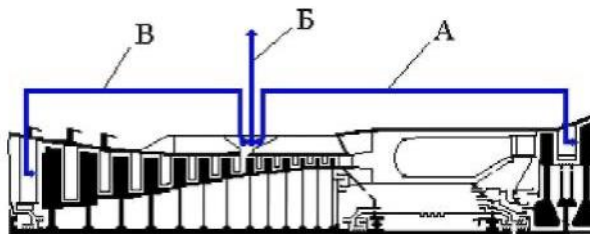


Рис.1 Схема ВС ГТД

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 А1, 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.

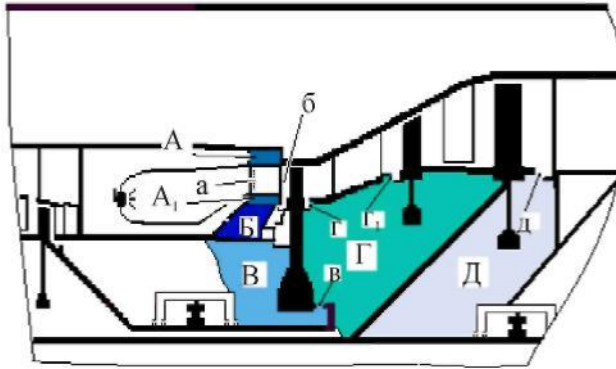


Рис. 2 - Характерні порожнини системи охолодження турбіни двовального ТРДД

- А, А1 – 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 А1 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).

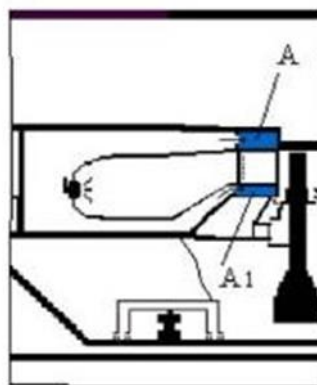


Рис.3

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).

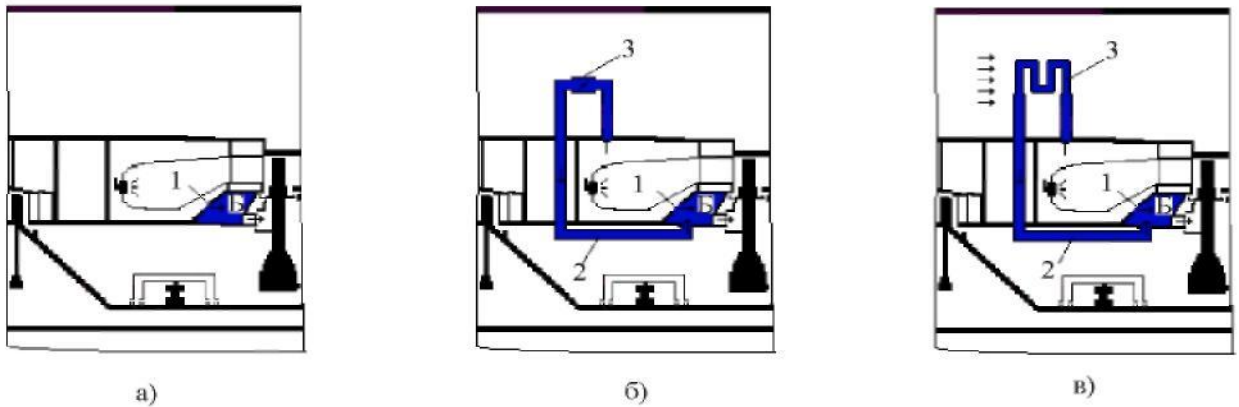


Рис. 4 - Варіанти схеми підведення повітря на охолодження РЛ 1 ступеня ТГД:

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

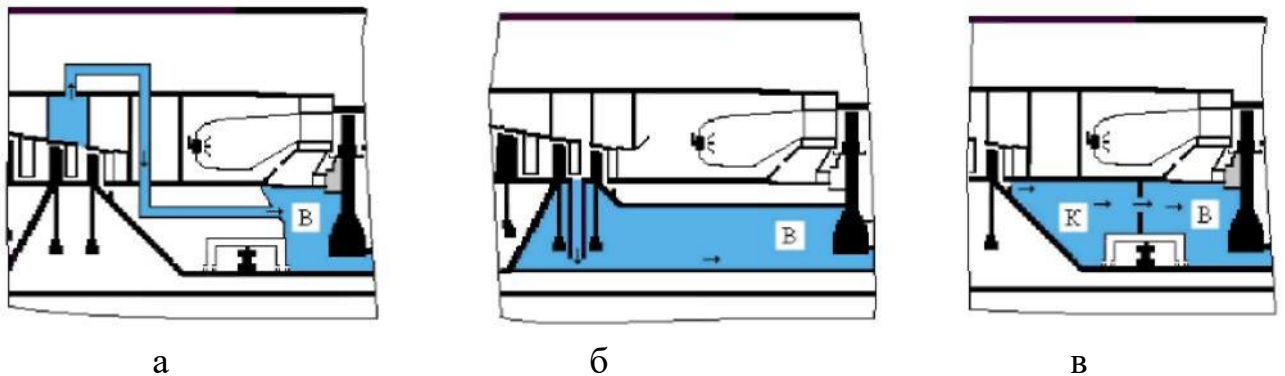


Рис. 5 - Варіанти схеми підведення повітря на охолодження маточини диска ТВД

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

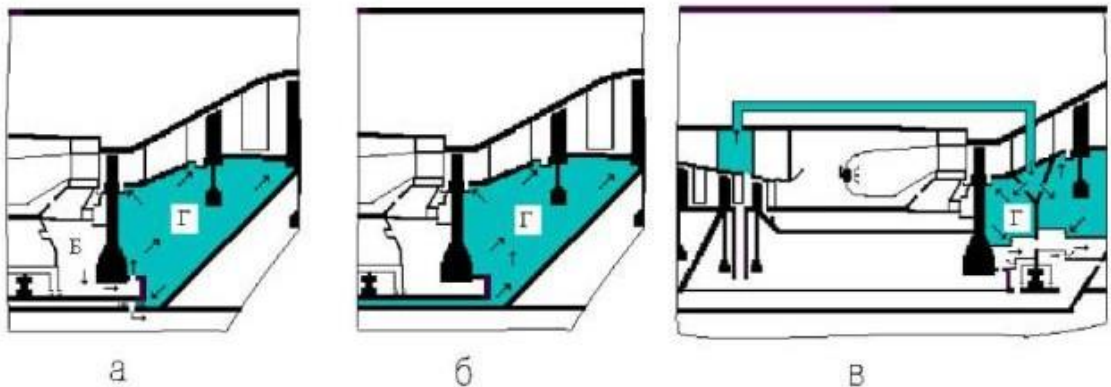


Рис. 6 - Варіанти схеми підведення повітря у міжтурбінну порожнину

а) з порожнини перед диском ТВД; б) по міжвальній порожнини 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:

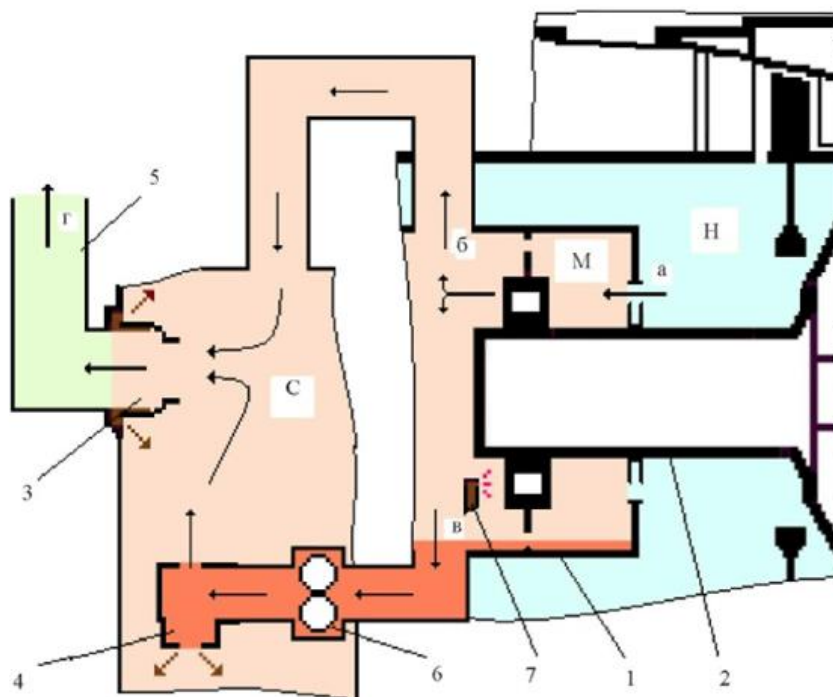
Тип 1 - схема з наддувом ущільнень безпосередньо з повітряної порожнини двигуна, в якій розташована опора (рис. 7). Схема може застосовуватися для неохолоджуваних «холодних» опор (тобто для опор, розташованих у порожнинах, з температурою повітря нижче гранично-допустимої за умов термостабільності масла 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.

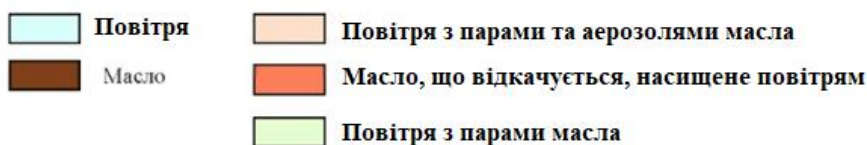
Повітря (потік «в»), що йде з порожнини опори з маслом, що відкачується, також направляється в порожнину С, проте, перш ніж потрапити в цю порожнину він попередньо відокремлюється від масла в відцентровому повітровідділювачі 4. У порожнині С відбувається об'єднання потоків («б» і «в») один загальний 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 відділювач повітря; 5 - трубопровід суфлювання; 6 - маслонасос 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 неохладжуваних, 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 повітрязабірника, 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.

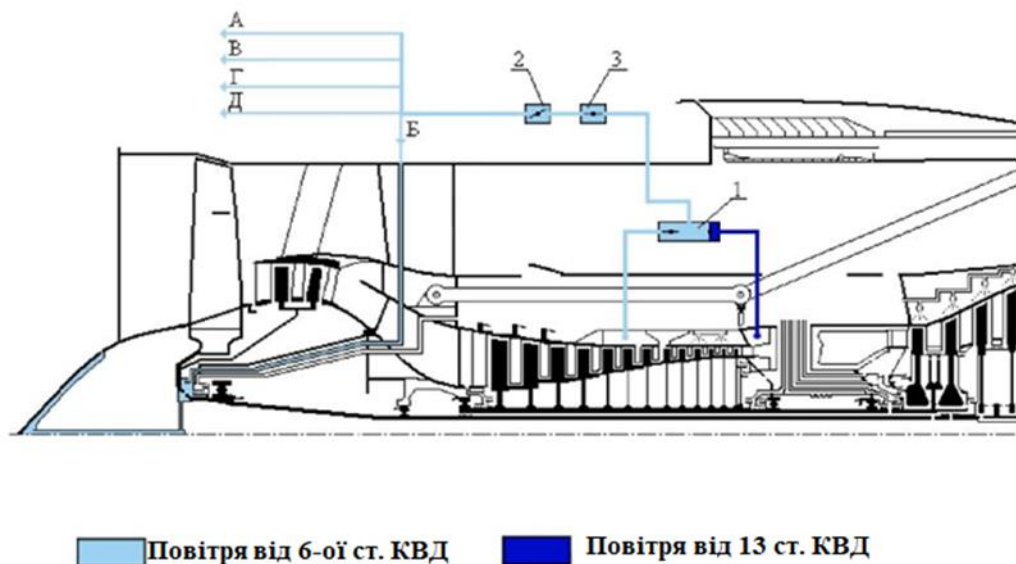


Рис. 7 - Система відбору повітря на ПС повітрязбірника, кока, приймачів температури та тиску на вході в двигун, а також на ежектори систем ТРДД. 1 - розподільний пристрій; 2 - регулюючий пристрій; 3 - заслінка

5. Система кондиціонування повітря.

Система кондиціонування повітря на авіаційних ГТД представлена, як правило, своєю початковою ділянкою, до функцій якого 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.

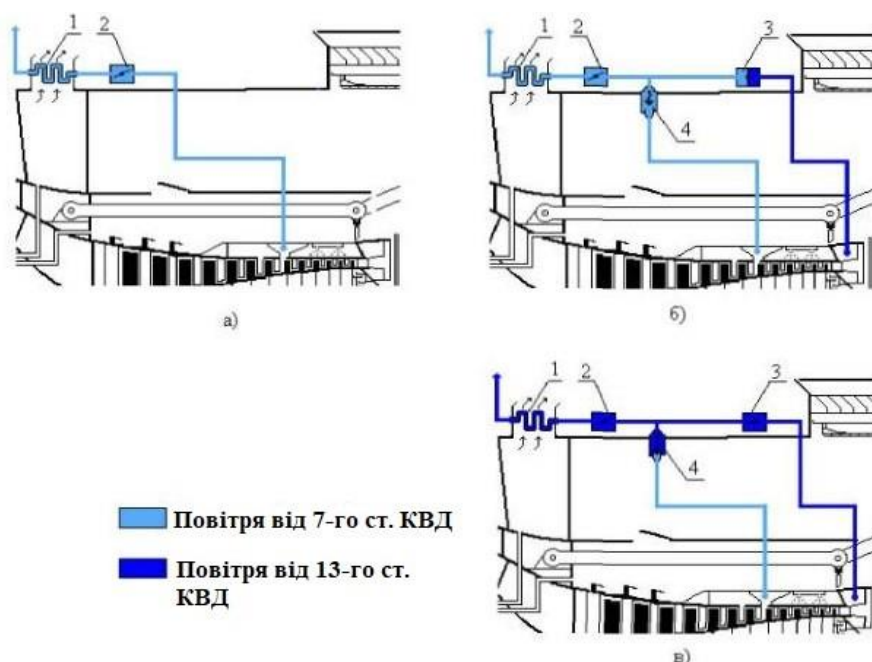


Рис.8 - Система відбору повітря від ТРДД на ВКВ літаків

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.

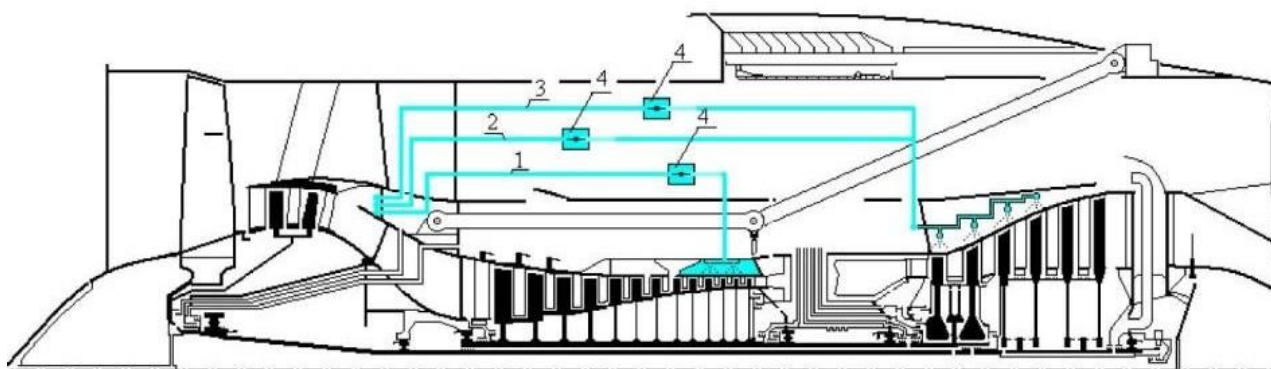


Рис. 9. Система відбору повітря на САУРЗ КВД та турбіни ТРДД
1 - лінія охолодження корпусу КВД; 2,3 - лінії охолодження корпусів турбіни; 4- заслінка

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 $85 \dots 90^{\circ}\text{C}$ по рукавах подається в газоповітряний тракт і в мотогондол двигуна. Двигун вважається прогрітим, якщо температура масла після холодного прокручування становить $5 \dots 10^{\circ}\text{C}$. 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.

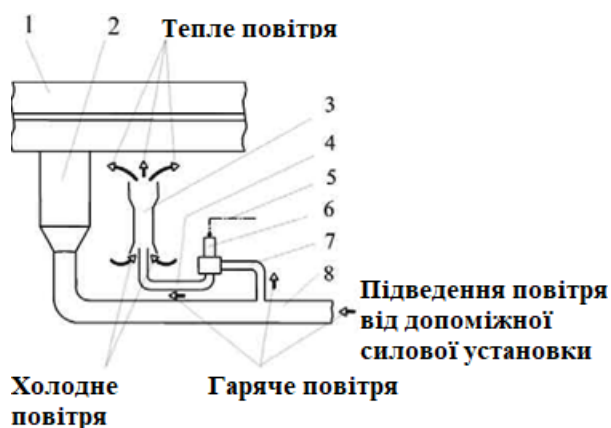


Рис. 10 – Схема системи обігріву

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.