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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Загальні знання про ПС: Силова установка»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація

за темою № 4 – Додаткові компоненти та системи

Кременчук 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 і конструкція опор ротора. Типи, конструкція і принцип роботи ущільнень масляних порожнин опор. Наддування і суфлірування порожнин опор.
2. Система змащування: призначення і вимоги. Сорти масел, що використовуються в системах змазки ГТД. Типи систем змазки. Способи змазки і їх характеристика. Висотність системи змазки і способи її збільшення. Призначення агрегатів, які входять в систему змазки. Будова та принцип роботи шестеренчастого маслонасосу.
3. Паливна система двигуна: призначення і вимоги, призначення агрегатів і елементів, що входять в систему.
4. Системи управління двигуном: призначення та вимоги до систем автоматичного регулювання. Регульовані параметри та регулюючі фактори. Програми регулювання ГТД. Типи систем регулювання.
5. Системи пуску двигуна: призначення та основні вимоги. Процес пуску ГТД. Стартери для попередньої розкрутки ротора двигуна. Агрегати, що забезпечують запуск двигуна.

Рекомендована література:

Основна:

1. Терещенко Ю.М. Теорія теплових двигунів. Київ:НАУ, 2009. 328 с.
2. Царенко А.О., Шмельов Ю.М. Модуль 15.Газотурбінний двигун (категорія В1). Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ,2013. 810 с.
3. Данилейко І.І., Капустін Л.Н., Фельцман Е.Л. "Основи конструкції авіаційних двигунів", М. Транспорт 1988.

Додаткова:

4. Мадорский Я.Ю. Теорія авіаційних двигунів. Москва: Військвидав, 1969.
5. Вагін А.Н. Теорія авіаційних двигунів. Москва: Військвидав, 1968.
6. Ливінський С.І. Теорія авіаційних двигунів. Москва: Машинобудування, 1982.
7. Холщевніков К. Теорія і розрахунок авіаційних лопаткових машин. Москва: Машинобудування, 1986.
8. Стечкин Б.С., Теорія теплових двигунів: Вибрані праці. Москва: Фізматліт, 2001.
9. Нігматулін І.М. Теплові двигуни. Москва: Вища школа, 1974.
10. Дорофєєв А.А. Основи теорії теплових ракетних двигунів. Москва: МГТУ,1999.

Інформаційні ресурси

11. Авіація, зрозуміла всім: веб-сайт.URL.:http://avia-simply.ru/category/aviatsionnie-dvigateli/ (дата звернення 29.08.2021)

Текст лекції

1. Призначення і конструкція опор ротора. Типи, конструкція і принцип роботи ущільнень масляних порожнин опор. Наддування і суфлірування порожнин опор.

Опори ГТД служать для передачі зусилля від обертових роторів до корпусів. Опори сприймають значні статичні і динамічні зусилля від валів двигуна. Вони повинні забезпечувати достатню жорсткість силової схеми двигуна і необхідне центрування валів у всьому діапазоні реалізованих навантажень.

В даний час набули поширення такі типи опор:

- Опори жорсткого типу, сприймають зусилля у всіх напрямках;

-пружно-демпферні опори, встановлювані переважно на радіальні підшипники;

-опори міжроторного типу.

До переваг опор першого типу можна віднести досить просту конструкцію, можливість передачі значних осьових і радіальних зусиль. Недоліком жорстких опор є їх велика чутливість до температурного градієнту, що призводить до значної зміни посадки зовнішніх кілець підшипників. До опорам жорсткого типу пред'являються високі вимоги по точності механічної обробки посадочних місць під підшипники.

До переваг опор другого типу можна віднести можливість самовстановлення опори в процесі роботи, меншу масу, ніж у опор першого типу, можливість деякого демпфірування переданих зусиль, меншу чутливість до температурних градієнтам. Недоліки опор даного типу - відносна складність конструкції, обмеження використання через гнучкості. Прояв динамічних явищ в таких опорах вимагає їх доведення в процесі розробки.

Опори міжроторного типу не потребують прямого зв'язку з корпусами двигуна. Вони передають навантаження на силові корпуса через той ротор, на який спираються. Опори цього типу найбільш компактні, але вимагають серйозної конструктивно опрацювання та доведення. Вони мають найскладнішу систему подачі і відведення масла до підшипника - деталі систем підведення і відведення масла розміщуються в обертових валах.

Конструктивні елементи опор ГТД

Конструкції опор ГТД вельми різноманітні. Вони враховують індивідуальні особливості конкретного двигуна і практично не повторюються в різних розробках. Однак, при всьому конструктивному розмаїтті в конструкції опор завжди можна виділити групи елементів (або деталей), що мають єдине функціональне призначення.

У загальному випадку в своєму складі опора ГТД (див. Рис.8.1) обов'язково містить основні елементи - статорних і роторну частини і підшипник. Статорна (корпусні) частину 1 опори - передає зусилля від нерухомого кільця

підшипника на корпусу двигуна. Роторна частина 2 опори - передає зусилля від ротора двигуна на рухоме кільце підшипника. Підшипник 3 опори - сполучає рухливий ротор і нерухомий корпус, передає зусилля від роторної до статорної частини.

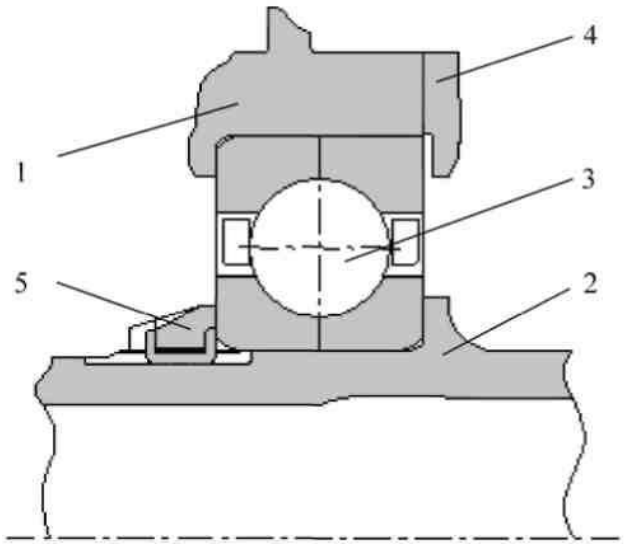


Рис. 1.1 - Опора ГТД

1 - статорна частина опори;
2 - роторна частина опори;
3 - підшипник; 4 - фланець; 5 - опорна гайка

Всі ці елементи опори є силовими, вони забезпечують передачу зусиль від ротора на статорних частина двигуна.

Крім силових елементів до складу опори можуть входити окремі елементи систем забезпечення працездатності підшипника, а саме:

- Деталі ущільнень олійною порожнини;
- Деталі системи змащення підшипника;
- Деталі наддування ущільнень олійною порожнини;
- Деталі системи охолодження опори.

Деталями і вузлами двигуна навколо кожної опори створюється замкнутий простір, в якому організована подача масла на підшипники і відкачка масла. Це замкнутий простір називається масляною порожниною опори. Нерідко конструкція двигуна передбачає одну масляну порожнину для декількох опор.

Статорна частина опори

Основне призначення статорної частини опори - установка нерухомого кільця підшипника і сприйняття зусиль від цього кільця для передачі на корпуса двигуна. На статорній частини опори розташоване посадкове місце нерухомого кільця підшипника.

Можна виділити дві основні групи опор, в конструкції яких реалізуються різні вимоги по жорсткості. Перша група - жорсткі опори. Друга група - опори з пружними елементами, розміщеними під нерухомим кільцем підшипника.

Жорсткі опори підшипника, що входять в статор двигуна, можуть бути виконані двома різними способами. Вони можуть бути одним цілим з корпусом вузла двигуна, в якому розміщена опора. При цьому цільний корпус вузла може бути литий, штампованої або звареної конструкції (Рис.1.2).

За другим способом опори можуть мати самостійний корпус з одним або більше фланцевими з'єднаннями з будь-яким корпусом статора двигуна (рiс.8.3).

Коли жорстка опора виконана заодно з корпусом двигуна, в цей корпус нерідко запресовується сталева гільза, в яку і встановлюється нерухоме кільце підшипника (Рис.1.4).

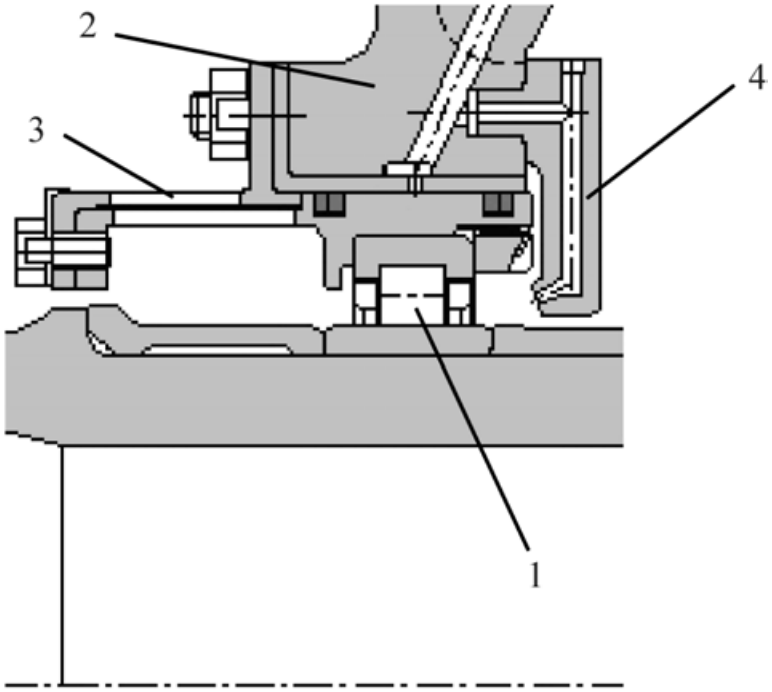


Рис. 1.2 - Проміжна опора ротора НД з роликопідшипником

1 - роликопідшипник; 2 - корпус; 3- пружно-демпферна опора; 4- форсунка

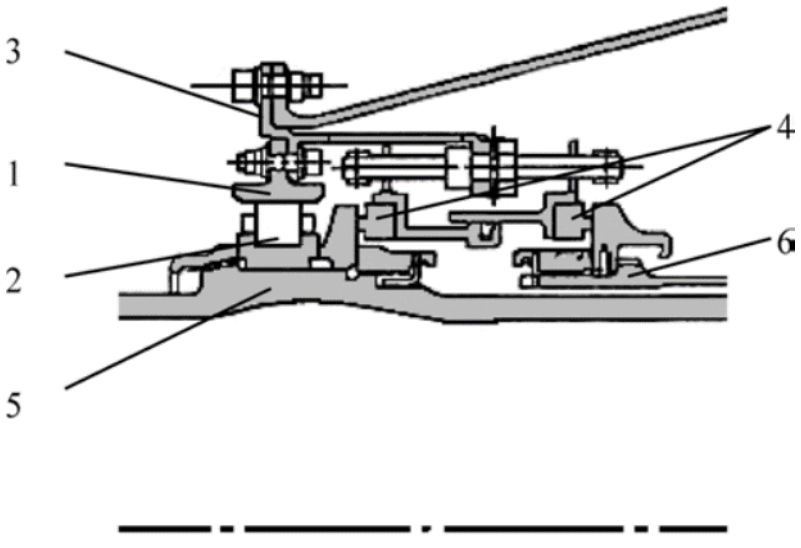


Рис. 1.3 - Опора шарикопідшипника ротора НД

1- зовнішнє кільце з фланцем; 2- радіально-завзятий шарикопідшипник; 3 - фланець підшипника; 4 - маслозбірне кільце; 5 - вал ротора НД; 6 - внутрішнє рознімне кільце; 7 - контактна ущільнення; 8 - корпус

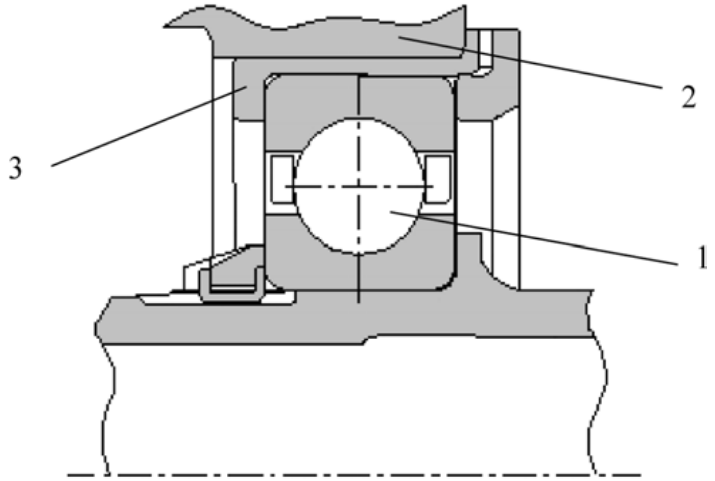


Рис. 1.4 - Застосування запресованої гільзи в корпусі опори ГТД

1 - підшипник; 2 - корпус вузла двигуна; 3 - гільза

Якщо корпус має в радіальному напрямку великий градієнт температури, то для збереження посадки гільзи в корпусі опори може використовуватися пружний елемент між холодною частиною корпусу, омивається маслом, і зовнішньої гарячої частиною корпусу.

При необхідності відбудови від резонансів згинальних коливань ротора або для компенсації неспіввісності опор при багатоопорних схемах роторів ГТД в безпосередній близькості від нерухомого кільця підшипника можуть розміщуватися пружні, демпферні (сухі або масляні) або пружно-демпферні елементи. Іноді з метою мінімізації діаметральні розмірів опори бігова доріжка для тіл кочення підшипника організується безпосередньо на поверхні корпусу опори (Рис.1.5), тобто застосовуються спеціальні так звані інтегральні підшипники.

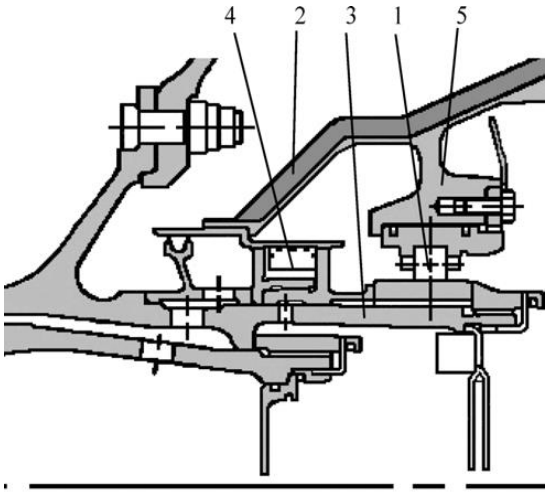


Рис. 1.5- Задня опора ротора НД с роликоподшипником

1 – роликоподшіпник; 2 – теплоізоляційний кожух; 3 – вал ротора НД; 4 – контактне ущільнення; 5 – корпус

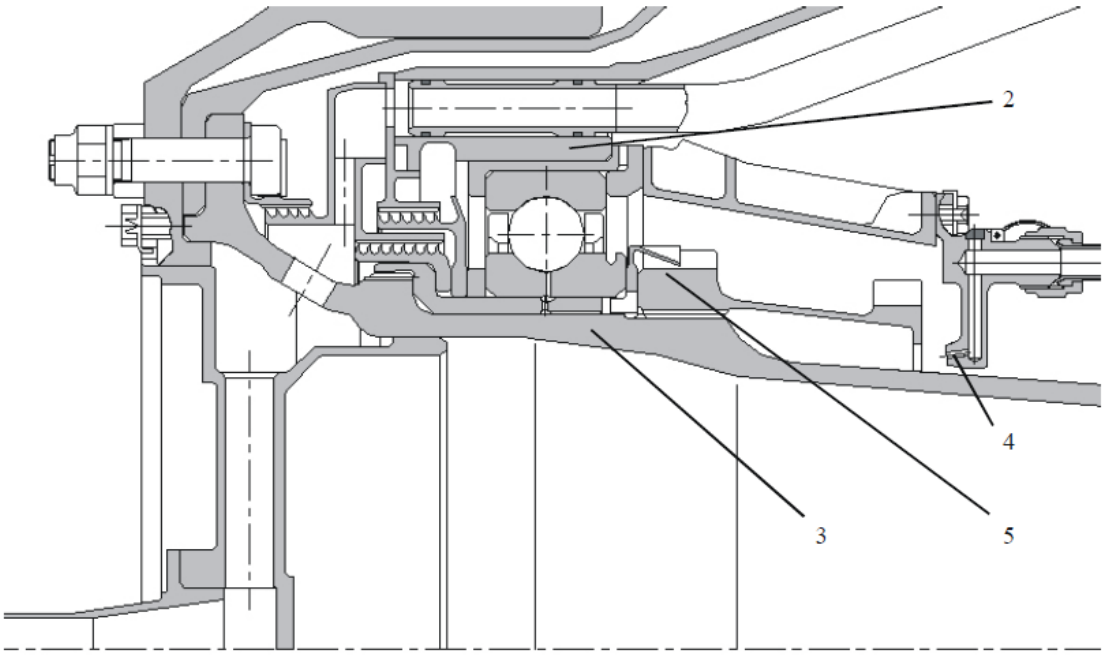


Рис. 1.6 Опора кулькопідшипника ротора НД

Роторна частина опори

Основне призначення роторної частини опори - установка рухомого кільця підшипника і передача зусилля від валу ротора на це рухливе кільце. На роторної частини опори розташоване посадкове місце рухомого внутрішнього кільця підшипника. Крім цього на роторної частини опори можуть бути розташовані деталі підвода масла, якщо подача мастила організована через внутрішнє кільце підшипника

При установці рухомого кільця підшипника за допомогою пакета деталей, одна з яких має різьбове кріплення до валу ротора, необхідно забезпечити високу точність опорних торців деталей пакету (мінімальне биття) і стабільність цього

биття в процесі експлуатації.

В деяких випадках для забезпечення ремонтопридатності валу під внутрішнє кільце підшипника запресовується сталева втулка (рис.1.6).

Для зменшення розмірів опори так само, як і для статорної частини застосовуються інтегральні підшипники - замість бігової доріжки рухомого кільця зорганізується бігова доріжка на поверхні валу або спеціальної втулки, розміщеної на валу (рис.1.7).

Типи підшипників ГТД та їх позначення

В сучасних ГТД, в основному, застосовуються підшипники кочення, що володіють в порівнянні з підшипниками ковзання рядом переваг: меншим коефіцієнтом тертя, більшою стійкістю до потрапляння забруднень і роботі з перекосом, меншими розмірами по довжині, меншою потребою в мастилі, можливістю роботи в широкому діапазоні частот обертання.

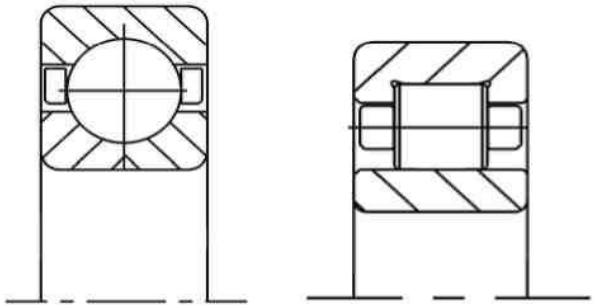


Рис.1.8 Типи підшипників ГТД

а) кульковий підшипник - сприймає всі види навантажень;

б) роликовий підшипник - сприймає тільки радіальні навантаження

Підшипники ковзання в ГТД застосовуються в конструкції окремих елементів двигуна і агрегатів повітряної та масляної систем - в тих місцях, де потрібна конструктивно забезпечити мінімальні радіальні розміри в зонах пар тертя (поворотні лопатки компресора, шестерні насоси маслосистеми, заслінки повітряних систем тощо) .

Підшипники кочення класифікують за такими ознаками:

1) за напрямом сприйманого навантаження щодо осі вала - радіальні, радіально-наполегливі, наполегливі;

2) за формою тіл кочення - кулькові, роликові.

В опорах роторів ГТД застосовуються, як правило, однорядні кулькові і роликові підшипники з сепараторами. Наявність сепаратора дозволяє розподілити тіла кочення (кульки, ролики) рівномірно по окружності. При цьому виключається їх взаємне зачіпання (тертя) і забезпечується стабільний процес розподілу навантаження.

Елементи систем забезпечення працездатності підшипників

Конструктивно опора ротора ГТД представляє складний вузол, в який крім силових елементів входять і окремі елементи систем забезпечення працездатності підшипників, а саме:

- Деталі систем змащення підшипників;

- Деталі ущільнень масляних порожнин;
- Деталі системи наддування ущільнень та охолодження опори.

Конструктивні особливості силових елементів опор (корпусні і роторна частини опори, підшипник) розглянуті в попередніх розділах. В цьому розділі зупинимося більш детально на роботі і конструктивному виконанні деталей систем, що забезпечують оптимальні умови роботи найбільш навантаженої частини опори - підшипника.

Надійна і безвідмовна робота підшипників роторів ГТД в чому забезпечується організацією подачі масла в вузли опор. Масло, що подається у великих кількостях на підшипники (від декількох десятків до декількох сотень кілограмів в годину залежно від розміру підшипника, частоти обертання ротора, місця розташування і величини сприйманих їм навантажень), призначене не тільки для змащування частин, а й для відводу від них тепла.

В умовах роботи на двигуні зростання температури підшипника обумовлений «внутрішнім» нагріванням підшипника і зовнішнім підведенням тепла. «Внутрішній» нагрів підшипників кочення викликається пружною деформацією тіл кочення і бігових доріжок кілець при додатку до них навантажень. При цьому відбувається деформація навантажуваних ділянок та подальше повернення їх в початковий стан. Внутрішнє тертя між частинками металу в такому процесі призводить до виділення тепла. Крім того, підшипники, розташовані в «гарячих зонах» двигуна (в районі камери згоряння і турбіни), відчувають значний додатковий підігрів від гарячих деталей, що призводить до необхідності організації підвищеного теплознімання за допомогою прокачуваного масла.

Максимальна ефективність роботи підшипника досягається при постійній наявності масляної плівки між поверхнями контакту зовнішнього та внутрішнього кільця і тілами кочення. Для того, щоб виконати цю умову і забезпечити постійну наявність масляної плівки бажано забезпечити пряму і безперервну подачу масла на контактуючі поверхні деталей підшипника.

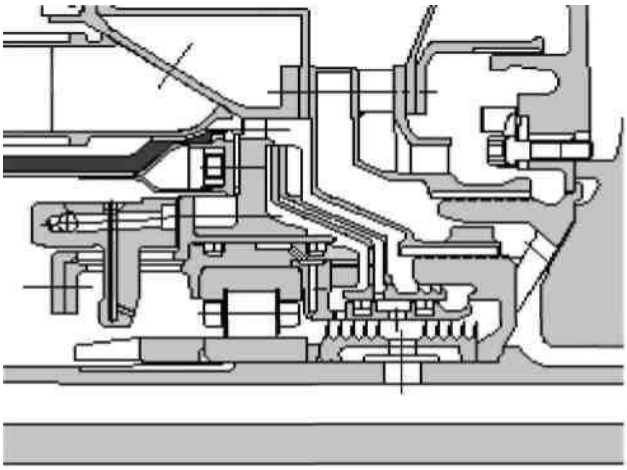


Рис. 1.9 - Задня опора ротора ВД з роликопідшипником

Практика показує, що для цієї мети краще подавати масло у вигляді цівок через калібровані отвори в зазор між внутрішнім кільцем підшипника і сепаратором. В цьому випадку масло добре омиває робочу поверхню внутрішнього кільця, поверхні тіл кочення, під дією відцентрових сил потрапляє на бігову доріжку зовнішнього кільця, омиває її і втекти в масляну порожнину опори. Приклад такого конструктивного рішення представлений на Рис.4.36.

Дуже ефективною подача масла на тіла кочення через отвори у внутрішньому кільці підшипника. Але конструктивно вирішити цю задачу значно складніше, так як необхідно організувати підвід масла через обертовий вал (див. Рис.1.6).

Надійність роботи підшипників в значній мірі залежить від рівня та рівномірності нагрівання деталей підшипника. Різниця температур між внутрішніми і зовнішніми кільцями і по ширині кілець підшипників повинна бути мінімальною для виключення спотворення форми робочих поверхонь підшипників через температурного градієнта. Для забезпечення рівномірного охолодження підшипників підвід масла рекомендується організовувати з двох сторін (см. Рис.1.9).

Навколо кожної опори деталі і вузли ГТД створюють «замкнутий» простір, в якому організовуються процеси подачі масла на підшипники і його відкачування - масляну порожнину опори. До масляним порожнинам висуваються специфічні вимоги:

1. Для виключення коксування масла температура деталей в масляних порожнинах опор не повинна перевищувати гранично допустиму температуру масла на всіх режимах роботи двигуна. Виконання цієї вимоги забезпечується встановленням теплозахисних екранів або кожухів на деталях олійною порожнини, введенням охолодження деталей опори продувкою відносно холодним повітрям.

2. Усередині масляних порожнин не повинно бути малорухомих обсягів масла, а також застійних зон. Конструкція деталей всередині олійною порожнини повинна виключати наявність глухих отворів і «кишень».

3. Масляні порожнини опор повинні володіти необхідним обсягом, що не дозволяє переповнювати їх олійно-повітряною сумішшю, що утворюється при роботі підшипника. Форма масляних порожнин, розташування та площу каналів відкачування повинні забезпечувати негайне видалення олійно-повітряної суміші з робочої зони підшипника. Для повного видалення масла отвір для зливу і відкачки має бути розташоване в самій нижній точці олійною порожнини. Необхідно враховувати, що обсяг примусово відкачуємої масляно-повітряної суміші приблизно в чотири рази більше, ніж обсяг масла, що подається в підшипник.

4. Масляні порожнини, розташовані в «гарячих» зонах двигуна, повинні мати мінімально можливу площу поверхні з метою зниження величини теплових потоків, переданих через стінки.

5. Ущільнення масляних порожнин повинні забезпечувати надійний захист, з одного боку, повітряних порожнин двигуна від попадання мас¬ла, а також

його пари і аерозолів, а з іншого боку - самих масляних порожнин від попадання в них забруднень, що надходять з проривається че¬рез ущільнення повітрям.

6. При застосуванні наддування лабіринтових ущільнень масляних порожнин повинен забезпечуватися позитивний перепад тисків на всіх режимах роботи двигуна, (включаючи змінні), тобто тиск в масляній порожнини завжди повинно бути нижче тиску наддування.

Ущільнення

Ущільнення призначені для зменшення шкідливих витоків повітря (газу) з газоповітряного тракту двигуна, для зменшення внутрішніх перетікань повітря (газу) з області з підвищеним в область із зниженим тиском газового тракту двигуна, для зменшення або повного усунення витоків рідин в агрегатах і опорах валів, для виключення витоків в зчленуваннях корпусів, трубопроводів і тощо.

Зменшення витоків і перетоків повітря (газу) в газоповітряному тракті двигуна веде до підвищення ефективності ГТД як теплової машини. Одновідсоткова витік повітря через компресора високого тиску на двигуні ПС-90А, наприклад, веде до збільшення витрати палива на 0,72% (при підтримці тяги двигуна постійної), а на злітній режимі до збільшення температури газів перед турбіною на 0,72% (від температури газів перед турбіною в градусах Кельвіна).

Ущільнення поділяються на ущільнення нерухомих з'єднань і ущільнення рухомих з’єднаннь.

Ущільнення рухливих з'єднань

Ущільнення рухливих з'єднань, застосовувані в авіадвигунах, можна поділити на безконтактні (або щілинні) і контактні.

Лабіринтові ущільнення, у яких гідравлічний опір витокам виконується багаторазовим чергуванням щілин (зазорів) і розширювальних камер за відсутності контакту між рухомою (зазвичай обертається) і нерухомою частинами ущільнення.

Лабіринтові ущільнення не мають обмежень по температурі і тиску ущільнювального середовища, по відносній швидкості ковзання і тому вони знаходять саме широке застосування. При доведенні лабіринтових ущільнень іноді виникають міцнісні проблеми в тому числі вібраційного походження, але вони конструктивно переборні. До недоліків лабіринтових ущільнень відноситься найбільша, порівняно з іншими ущільненнями, витік (найбільший ефективний зазор).

Щіткові ущільнення, що є комбінацією лабіринтового і щіткового ущільнень. У цих ущільненнях вхід повітря в кожну щілину лабіринтового ущільнення загромаджують дротяними щітками, пружно ковзаючими по обертової частини ущільнення. Щітки збільшують гідравлічний опір витокам на 20 ... 40%.

Графітові (або з інших матеріалів) повітряні (газові) ущільнення, у яких на кожному режимі роботи машини, для зменшення витоку повітря автоматично

мінімізується торцевий зазор між обертової і нерухомою частинами ущільнення і вони працюють на повітряної (газової) мастилі товщиною 5 ... 10 мкм. У цих безконтактних ущільненнях необертова частина ущільнення має деяку свободу осьового переміщення для того, щоб відслідковувати зміни (хоча і невеликі ~ 0,2 ... 2,5 мм) положень частини, що обертається ущільнення.

Поверхні ущільнень повинні виконуватися виключно точно і бути дзеркально гладкими, щоб не пошкоджуватися від тепловиділення тертям при можливих імпульсних зачіпань (в основному при зміні режиму роботи). Для цього поверхні повинні бути тугоплавкими і в міру антифрикційними.

Графітові контактні ущільнення. У цих ущільненнях добуток тиску Р в контакті на швидкість ковзання V не повинно перевищувати 50 МПа м / с.

Крім того, сама швидкість ковзання не повинна перевищувати 100 м / с, а температура ущільнювального середовища повинна бути не вище 400°С (673 К).

Вимоги до поверхонь ущільнення такі ж, як до поверхонь ущільнень третього рядка.

Ущільнення поршневими кільцями, сальниками з металевим набиванням. Крім ГТД поршневі кільця широко застосовують у багатьох областях машинобудування, зокрема, в поршневих двигунів. Вони застосовуються до середніх швидкостей ковзання порядку 15 ... 80 м / с і вимагають мастила.

У шостій рядку таблиці 8.1 представлені притертих поршневі пари (плунжери) і сальники з м'яким набиванням. Застосування сальників з м'якою набиванням обмежується відносною швидкістю ковзання 2...3 м/с і температурою 20 ... 50 °С (293 ... 323 К).

В сьомий рядку таблиці 8.1 представлені ущільнення шкіряними манжетами, гумовими розтискними кільцями тощо.

Застосування їх при великих тисках ущільнювального середовища обмежено швидкістю ковзання не більше 1 м/с і температурою не більше 40°С (313 К). При малих надлишкових тисках ущільнювального середовища порядку 0,05 МПа і менш манжетні ущільнення можуть застосовуватися до більш високих швидкостях ковзання (до 20 м / с) при наявності мастила.

У ГТД, які експлуатуються в різних кліматичних і висотно-швидкісних умовах, практично не зустрічається випадків, де ущільнювальна середа не досягала б температури 100°С (393 К) і більше.

2. Система змащування: призначення і вимоги. Сорти масел, що використовуються в системах змазки ГТД. Типи систем змазки. Способи змазки і їх характеристика. Призначення агрегатів, які входять в систему змазки. Будова та принцип роботи шестеренчастого маслонасосу.

Надійне змащення тертьових поверхонь підшипників ковзання і кочення, шліцьових 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, що пред'являються до маслосистем:

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

- Зменшення зносу тертьових 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 короткочасні, можуть викликати підвищений знос, перегрів і заїдання тертьових пар.

Час знаходження масла в двигуні має бути по можливості мінімальним, тому що в противному 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.

Масляні літакові системи складаються з підсистем: подачі масла до агрегатів двигуна, суфлювання масла і підсистеми відпрацьованого масла.

Масляні літакові системи діляться на циркуляційні, нециркуляційні, комбіновані.

У циркуляційних масляних системах одне і те ж масло циркулює по замкнутому або короткозамкненому 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 великий 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 замкнуту і короткозамкнена.

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, минаючи бак, безпосередньо знову надходить на вхід до нагнітати насосу, то така система називається циркуляційної 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.

За тиском в повітряної порожнини бака циркуляційні системи поділяють на відкриті (рис. 2.1) 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 олії, 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.

Закрита циркуляційна система з підвищеним тиском в баку, а особливо в комбінації з насосом, що підкачує перед нагнітає може забезпечити висотність до 14 - 17 км. Для подальшого підвищення висотності необхідно покращувати герметизацію з'єднань в системі.

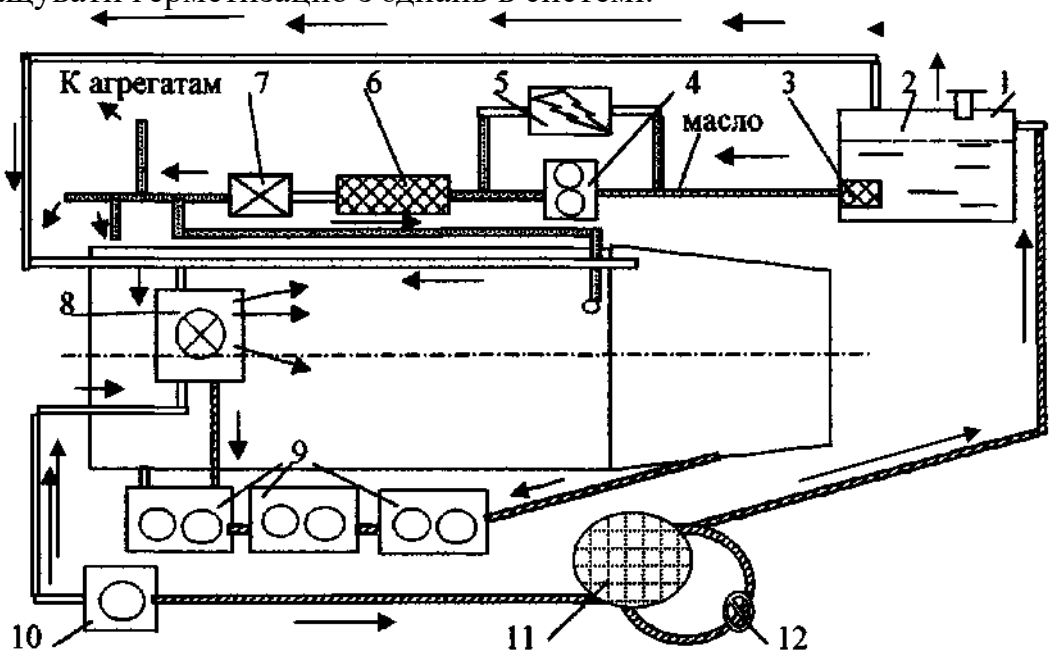


Рис. 2.1. Схема масляної системи відкритого типу:
1 - бак; 2 - піногасна перегородка; 3 - фільтр очищення масла;
4 - нагнітає насос; 5 - редуктор тиску; 6 - фільтр на

вході в двигун; 7 - зворотний клапан; 8 - відцентровий суфлер; 9 - відсмоктують насоси; 10 - відцентровий повітревідокремлювач; 11 - радіатор; 12 - перепускний клапан; - потік масла в двигун; - емульсія масла і повітря; - відпрацьоване масло

Короткозамкнена система змащення застосовується на ТВД і може забезпечити практично необмежену висотність, якщо поставити додатковий насос на вході в нагнітаючу секцію. Така система забезпечує надійну роботу двигуна на надзвукових і звичайних само-літах. При застосуванні короткозамкненою циркуляційної системи прокачування масла через ТВД становить 120 - 125 л / хв. Витрата масла не перевищує 1,2 кг / год.

Швидкість руху масла в нагнітаючої системі маслопроводу не повинна бути вище 2,5 м / с, а в відсмоктуючих - 1,7 м / с.

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 нагнітати насосу самопливом або за допомогою додаткового маслонасосу.

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.

Суфлювання масляної системи

Масляні порожнини масляної системи відокремлюються від повітряних і газових порожнин ущільненнями, що запобігають проникненню в масляну систему повітря і газів або масла в газові і повітряні порожнини. Але все ж через ущільнення в масляні порожнини проникають повітря і газ. Крім того, після нагнітають насосів і роботи в агрегатах двигуна масло насичується газами, повітрям і піною, перетворюючись в емульсію. Тому в масляні системи включають суфлер, який забезпечує суфлювання (через спеціальний суфлер масляні порожнини двигуна і бак повідомляються з атмосферою).

На більшості сучасних двигунів застосовують відцентрові суфлери, які відрізняються високою ефективністю в експлуатації. Під дією відцентрових сил емульсія масла і повітря, потрапивши на крильчатку, розділяється. Частинки масла, як більш важкі, спрямовуються до периферії і по спеціальному маслозбірнику знову зливаються до відкачувальних насосів і потрапляють в двигун. Гази і повітря, що знаходяться в маслі, зосереджуючись в центрі по осі, через спеціальні "вікна" скидаються в атмосферу.

Агрегати масляної системи

Масляні насоси використовують для забезпечення необхідної прокачування і тиску масла на двигунах. Дуже широко застосовують шестерні масляні насоси. Вони компактні, прості у виробництві і надійні в експлуатації.

Продуктивність шестерних масляних насосів досягає 350 л / хв.

При обертанні шестерень масло, що заповнило западини між зубами у всмоктувальній порожнині, переноситься в порожнину нагнітання і видавлюється там при вході зубів у зачеплення, в результаті чого підвищується тиск масла на виході з насоса. Шестерні насоси компактні, забезпечують високу продуктивність, володіють достатньою усмоктувальної здатністю, прості у виробництві і надійні в експлуатації. За призначенням ці насоси підрозділяються на підкачувальні (насоси підживлення), що нагнітають і відкачують.

На ПРД застосовують кілька відсмоктуючих насосів і один або два нагнітальних.

Редукційний і зворотний клапани служать для підтримки потрібного тиску масла в нагнітальному мастилопроводі на виході з насоса. Редукційний клапан в разі перевищення тиску перепускає частину масла з нагнітає маслопроводу у всмоктуючий.

Робота редукційного клапана залежить від температури масла. При збільшенні температури зменшується перепуск масла через редукційний клапан, так як зростає перекачування масла через двигун і, навпаки, при зменшенні температури масла перепуск його через редукційний клапан збільшується.

У тих випадках, коли рівень масла в баку вище місця розташування насоса, на виході з нього ставлять зворотний клапан.

Зворотній клапан запобігає перетікання масла з бака в масляні порожнини двигуна, коли двигун не працює.

Конструктивно редукційний і зворотний клапани виконуються кульковими, конусними і плоскими (тарілчастими). Найбільш поширені плоскі клапани. Їх настройка на робочий тиск масла проводиться зміною затягування пружини за допомогою гвинта. Жорсткість пружини підбирається так, щоб клапан відкривався при тиску, який перевищує на вході в насос 0,2 - 0,5 кг / $см^2$.

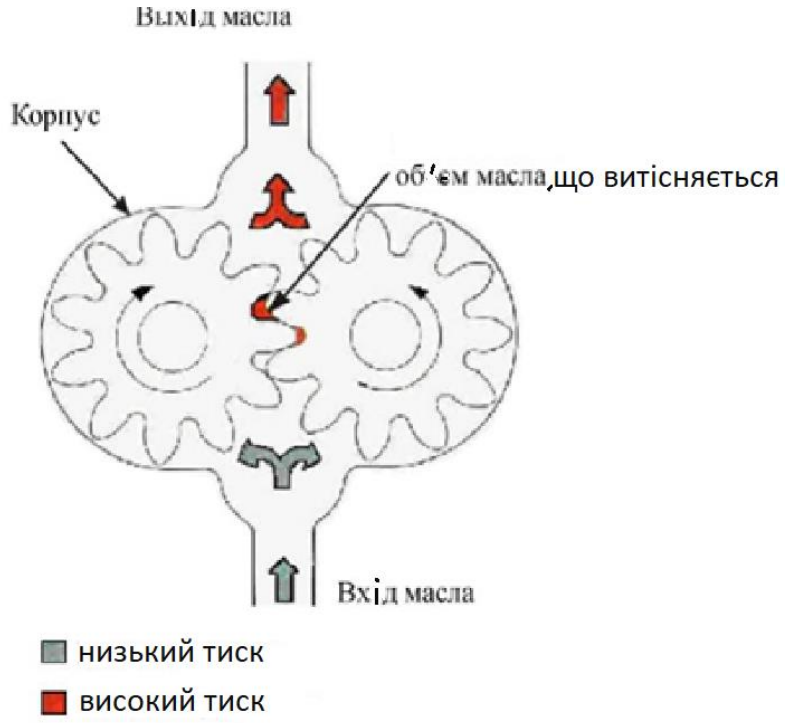


Рис.2.2 Схема роботи шестеренного насоса

Фільтри призначені для кращого очищення масла як на вході в нагнітаючу секцію маслопроводу, так і в відсмоктувати мастилопроводі це запобігає забрудненню нагнітає насоса, радіаторів, масляного бака.

На вході в двигун фільтр встановлюють за насосом (фільтр високого тиску) і до насоса (фільтр низького тиску).

Фільтри повинні володіти малим гідравлічним опором. В якості фільтруючого матеріалу для фільтрів низького тиску застосовують металеву сітку з числом отворів 625 - 3600 на 1 см^2, для фільтрів високого тиску - число отворів 3600 - 12000 см2.

Фільтри служать для очищення масла від механічних домішок і твердих частинок (продуктів розкладання масла, стружки, коксування масла).

Повітревідокремлювач встановлюють для очищення масла від газів і повітря в лінії відкачування, а також для зменшення піноутворення.

Найбільшого поширення набули відцентрові повітревідокремлювач, основним вузлом яких є обертовий барабан. Відпрацьоване масло відцентровою силою відкидається з внутрішньої порожнини барабана до периферії і через торцевої зазор подається в масловідвідний трубопровід, а повітря і гази через центральний осьовий канал барабана відводяться в суфлірувальну порожнину.

Радіатори служать для охолодження масла повітрям або паливом, температура масла після охолодження в радіаторі не повинна перевищувати 80 - 90 0С.

Конструктивно масляні радіатори виконуються з набору мідних або латунних трубок, спаяних по кінцях разом і укладеними в загальний корпус. Радіатори за формою відповідають місцю їх установки на двигуні або біля

нього.

Для підтримки температури масла в заданих межах і запобігання радіатора від підвищених тисків на радіаторі встановлюється терморегулятор.

Для запобігання руйнуванню трубок або корпусу радіатора при низьких температурах (густе масло) на радіаторах застосовують перепускні клапани, що відкриваються при перепаді тиску понад допустимого і перепускає масло, минаючи радіатор, безпосередньо в маслопровід.

Масляні баки за формою виконують в залежності від місця їх установки. Для виготовлення застосовують листові алюмінієві сплави або м'які протектування баки з багатошарових гумово-тканинних листів.

Іноді баки виконують кільцевої форми, і вони є складовою частиною в конструкції вхідного пристрою двигуна. У цьому випадку внутрішня система бака охолоджується вступникам до двигун повітрям і відпадає необхідність в радіаторі.

Авіаційні масла і вимоги до них

Тип застосовуваного авіаційного масла визначається навантаженнями, що діють на вузли тертя, і робочими температурами.

Основними сильно навантаженими вузлами тертя є підшипники кочення ротора, які не вимагають масел з великою в'язкістю. Застосовують мінеральні масла МК-6, МК-8 або трансформаторні масла, які мають низьку температуру застигання (відповідно -68, -58, -55 °С).

Для забезпечення надійного запуску при температурі t = -25 0 С і нижче рекомендується масла ще більш розріджувати неетилованим бензином Б-70.

Масла, що мають малу в'язкість, зменшують втрати на подолання сил тертя в підшипниках, краще обволікають нагріті деталі, охолоджуючи їх. Чим нижче температура застигання, тим простіше в експлуатації двигун (тобто не треба зливати масло, підігрівати його).

У ТГД сильно навантаженими, крім підшипників кочення ротора, є зуби шестерень редукторів, для яких потрібно масло підвищеної в'язкості.

Так як застосування роздільних мастильних систем змащення істотно ускладнює конструкцію двигуна, то для змащення ТВД використовують суміш двох типів масел: зазвичай 75% масла МК-8 (або трансформаторного) і 25% в'язкого масла МК-22 або МС-20. Таку суміш застосовують на двигунах з невеликою потужністю N = 3000 - 4000 л. с.

На ТГД, у яких на гвинт передається значна потужність, застосовують суміш масел: 75% МК-22 або МС-20 і 25% МК-8 або трансформаторного. Ця суміш забезпечує більш високу навантажувальну міцність масляної плівки, що гарантує надійну роботу редуктора.

Для змащення поршневих двигунів застосовують високов'язкі масла МС-20, МК-22, що мають температуру застигання (мінус 20 - мінус 30 °С). Для забезпечення запуску також застосовують неетилований бензин Б-70.

Цифри в найменуванні масел вказують в'язкість масла в сантистоксах при 100 0С, буква М - масло, друга буква - спосіб очищення масла (С - селективна, К - контактна).

На вертолітних двигунах застосовують синтетичне масло Б-3В, що володіє хорошими змащувальні властивості, високою термохімічною стабільністю.

Ці масла працюють при підвищених температурах (вище 200 °С), мають низьку температуру застигання, що забезпечує запуск двигуна без підігріву масла при температурі навколишнього повітря до мінус 40 °С.

3. Паливна система двигуна: призначення і вимоги, призначення агрегатів і елементів, що входять в систему.

Кожен ПРД включає дві паливні системи: основну і пускову. На ТРД з форсажем є третя паливна система - форсажна.

Основна паливна система забезпечує подачу палива в камеру згоряння протягом всього часу роботи двигуна.

Пускова паливна система забезпечує необхідну подачу палива для розпалювання камер згоряння. Вона працює тільки в процесі запуску, причому з певним перекриттям за часом і оборотам з роботою основної паливної системи. Наприклад, пускова паливна система працює до чисел оборотів 1750 об / хв, в той час як запуск двигуна відбувається при 250 - 810 об / хв.

Форсажна паливна система підключена зазвичай до основної паливній системі низького тиску.

Паливна система літака призначена для живлення двигунів паливом у всьому діапазоні висот і швидкостей польоту літака з додатними перевантаженнями.

Паливо розташовується в двох або в трьох фюзеляжних баках-гермовідсіків або в крилі. Можливе застосування скидаються підвісних паливних баків, що встановлюються на постах підвіски.

Для забезпечення нормального центрування літака в усі час польоту в міру витрати палива паливо автоматично виробляється з баків в певній послідовності.

При польоті без підвісних баків порядок вироблення зберігається без обліку вироблення палива з підвісних баків.

При відмові насосів паливо надходить до двигунів самопливом.

Комбінована система дренажу і наддування спільно з системою нейтрального газу забезпечує постійне подавання паливних баків на всіх режимах польоту і пожежна безпека.

Паливна система літака включає в себе кілька систем:

- систему подачі палива (паливоживлення) до двигунів;
- систему перекачування палива з одного бака в інший;
- систему вироблення палива з підвісних баків;
- систему дренажу і наддування паливних баків;
- систему охолодження повітря і гідросуміші в паливо-повітряному і паливо-гідравлічному радіаторах;
- систему роздільного аварійного зливу палива;
- систему автономного запуску двигуна;
- систему нейтрального газу.

Паливні системи ПРД повинні забезпечувати:

• точне ручне і автоматичне дозування палива в відповідності з вибраними законами регулювання двигуна;

• легкий і надійний запуск двигуна на землі і в повітрі при всіх атмосферних умовах;

• ретельне і рівномірне розпилення палива на всіх режимах і висотах польоту;

• надійну зупинку двигуна припиненням подачі палива;

• пожежну безпеку;

• простоту управління двигуном (одна ручка управління двигуном);

• простоту техобслуговування і заміни фільтрів і інших конструктивних елементів паливної системи.

Система паливоживлення складається з баків, трубопроводів подачі палива до двигуна, акумуляторів (які забезпечують безперебійну подачу палива) і контрольних приладів. Якщо на літаку два або більше двигунів, то для підвищення надійності система паливоживлення забезпечена краном кільцювання, через який повідомляються ліва і права магістралі живлення двигунів.

Перед запуском двигуна включаються підкачувальні електронасоси, які створюють в паливній системі тиск 0,5 - 1,2 кг / см2. До моменту відкриття електромагнітного клапана, який регулює подачу палива до робочих форсунок, тиск палива досягає величини, що забезпечує нормальний розпил палива пусковими форсунками.

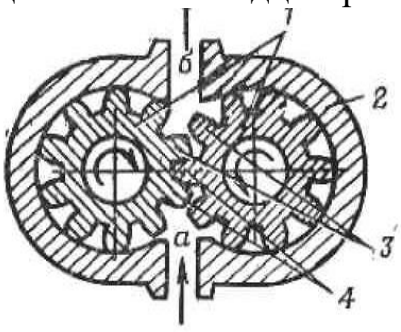
Основними і найбільш складними елементами систем паливоживлення є насоси, форсунки, автоматичні пристрої.

Для транспортних літаків, як правило, паливні системи виконують відкритого типу, тобто паливні баки повідомляються з атмосферою.

Агрегати паливних систем

1) У сучасних ПРД застосовують паливні насоси продуктивністю 6000 - 10000 кг / год з максимальним тиском палива за насосом 70 - 90 атм (кг / см2). Паливні насоси надійні в експлуатації в широких діапазонах в'язкості і температури палива.

У паливній системі літака в якості основних насосів застосовують шестеренні (рис. 3.1) і плунжерні (рис. 3.2), а в якості підкачувальних, допоміжних - відцентрові і коловоротні.



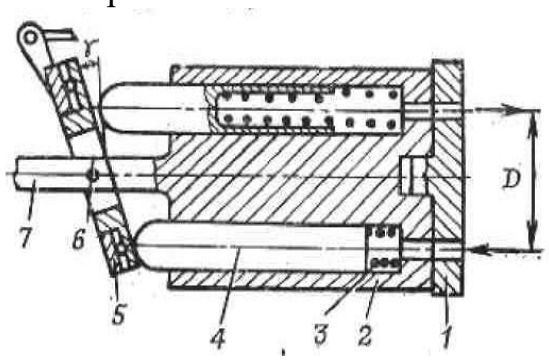


Рис. 3.1. Схема шестеренного насоса: а - порожнина всмоктування; б - порожнина нагнітання; 1 - шестерні; 2 - корпус;3, 4 - зуби шестерень

Рис. 3.2. Схема плунжерного насоса:
1- розподільний золотник;
2- блок циліндрів; 3 - пружина; 4 - плунжер;
5 - похила шайба; 6 - вісь; 7 - приводний вал

Шестеренні насоси мають малі габарити і вага, відрізняються простою конструкцією, менш чутливі до чистоти і сорту палива. Але вони не дають можливість регулювати подачу палива в двигун при незмінному режимі роботи двигуна і при умовах, що змінилися польоту. Продуктивність шестерних насосів 5000 - 7000 кг / год, тиск нагнітання 60 - 120 кг / см2.

Паливні шестеренні насоси відрізняються від масляних шестеренних насосів великим числом зубів для зменшення пульсацій потоку палива і використанням голчастих підшипників замість ковзних для сприйняття великих радіальних навантажень.

Плунжерні насоси перед іншими насосами мають ряд переваг: можливістю отримання високих тисків палива, регулювання витратою палива при постійній швидкості обертання ротора, більш високим коефіцієнтом подачі палива. До недоліку плунжерних насосів можна віднести складність конструкції, чутливість до корозії, сорту і чистоти палива.

Качаючий вузол плунжерного насоса складається з 5-11 плунжерів, вузла похилої шайби і розподільного золотника. Плунжерний насос забезпечується запобіжним клапаном, який перепускає паливо з лінії нагнітання в лінію зливу при збільшеному тиску.

Відцентрові насоси (Рис. 3.3) підкачки складаються з двох основних вузлів: качає вузла (що обертається крильчатки - відцентрового колеса) і дроселюючого клапана, який підтримує постійний тиск підкачки в межах 1,8 - 3,0 кг/см^2 (для зменшення пульсацій тиску в клапан вмонтований гідравлічний демпфер).

Треба віддати належне відцентровим насосів - вони здатні при малих габаритах і вазі забезпечити достатньо високу продуктивність (15000 - 20000 кг /год), вони менш чутливі доякості застосовуваного палива, але мають велику пульсацію тиску на виході, тому в паливній системі літака вони застосовуються в якості підкачуючих.

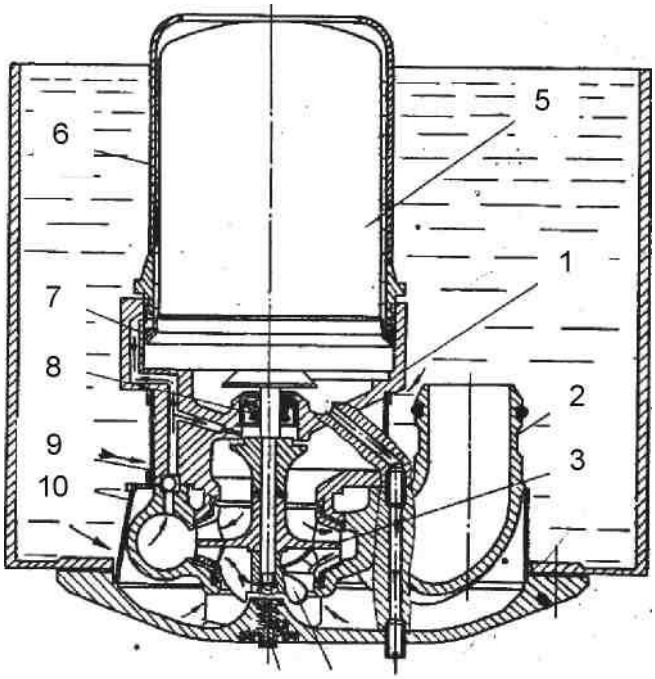


Рис. 3.3. Схема паливного відцентрового насоса підкачки ЕЦН-333м:
1 - корпус; 2 - равлик; 3 - крильчатка; 4 - осьовий колесо; 5 - електро-двигун; 6 - ковпак; 7 - гумове ущільнення; 8 - манжетне ущільнення; 9, 10 - запобіжна сітка; 11 - зливний кран

Коловоротні насоси не можуть забезпечити високого постійного тиску, тому їх використовують в якості підкачувальних насосів перед основними насосами високого тиску (через великі витоків палива). Вони відрізняються відносною простотою конструкції і малими габаритами і складаються:

- з качає вузла, що забезпечує всмоктування і нагнітання палива;
- редукційного клапана, що підтримує тиск на виході 2,5 кг / см 2;
- перепускного клапана, що забезпечує перепуск палива при заливці паливної системи при непрацюючому двигуні.

2) Паливні фільтри очищають паливо від стружки, піску, пилу і кристалів льоду, забезпечуючи надійну роботу насосів і автомата регулятора подачі палива і запобігаючи засмічення жиклерів і форсунок.

Складальні сітчасті фільтри паливної системи аналогічні сітчастим фільтрам масляної системи, але у паливних фільтрів на 1 см2 площі припадає від 10 000 отворів (для фільтрів низького тиску) до 17 000 отворів (у фільтрів високого тиску). Паливні фільтри забезпечують більшу чистоту фільтрації, їх виконують з нікелевої сітки - вони міцні і не окислюються.

Сітчасті циліндричні фільтри ставлять в форсунках і вони мають 17 000 отворів на 1 см2.

Зернисті фільтри виготовляють спіканням бронзових зерен-гранул, які утворюють пори (але гранули можуть фарбували згодом).

Щілинні фільтри складаються з каркаса з намотаною на нього дротом, між витками якої циркулює паливо. Ставляться також в форсунках.

Фільтри низького тиску виготовляють з фетру, пористого паперу, нейлону, металевої сітки.

3) Паливні форсунки забезпечують розпил палива в камерах згоряння. Розпилювання палива збільшує площу зіткнення палива з повітрям, полегшує запалення паливо-повітряної суміші і її повне згорання. Причому краплі палива повинні бути різними за розміром (10 - 400 мкм) для підвищення стійкості горіння бідних сумішей.

Застосовують два типи розпилюють форсунок - струменеві і відцентрові. Найбільш ефективні відцентрові форсунки (рис. 16.4), тому вони застосовуються на всіх двигунах в якості пускових і робочих форсунок. Відцентрові форсунки можуть бути регульовані - двоканальні (регулюють витрата палива) і нерегульовані - одноканальні.

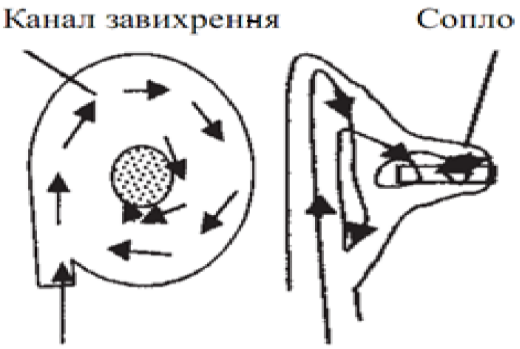


Рис. 3.4. Схема роботи відцентрової форсунки

Виробництво форсунок дуже складне, вимагає високої точності обробки. Форсунки проходять ряд випробувань на герметичність, так само-мірність і кут розпилу, завмер рас-ходу палива тощо.

Найбільш частими дефектами у форсунок є: порушення герметичності і пов'язане з ним підтікання палива, що призводить до пожежної небезпеки і нагароутворенню на соплі форсунки.

Паливо витікає з форсунки через кільцевий переріз, а через центральну частину сопла форсунки видувається повітряний вихор з тиском, рівним тиску в камері згоряння.

4) Бачок-акумулятор (рис. 3.5) призначений для подачі палива в двигуни при дії на літак нульових і негативних перевантажень. Він розміщений всередині бака і кріпиться до фюзеляжу кронштейнами за допомогою двох стяжних стрічок.

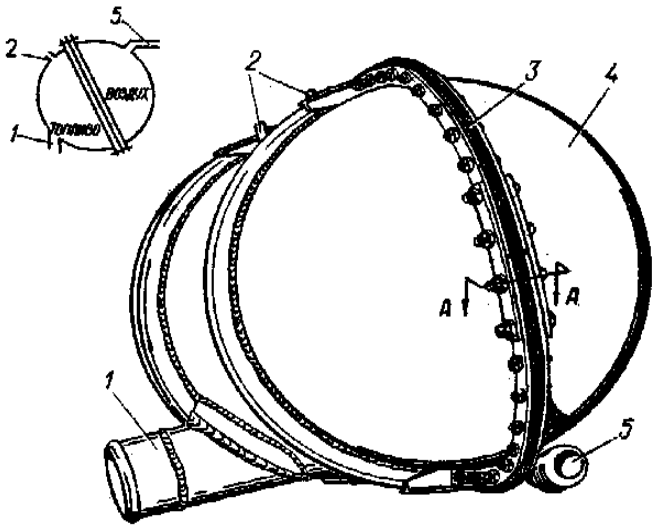


Рис. 3.5. Зовнішній вигляд бачка-акумулятора

5) Для захисту паливних баків від пожежі і для підтримки надлишкових точного тиску в фюзеляжних баках на всіх режимах польоту використовують систему наддування паливних баків нейтральним газом.

Як нейтральний газ використовують газоподібний азот, осушене з точкою роси не вище мінус 40°С, ступінь очищення 20 мкм. Пожежна безпека паливних баків досягається шляхом: а) продувки паливних баків після заправки чистим сухим азотом з метою видалення з них кисню;

6) отримання вибухобезпечної концентрації кисню в свобод-них обсягах паливних баків.

Безпечна концентрація кисню (0 - 10%) в паливних баках створюється за рахунок подачі азоту від чотирьох балонів ємністю 20 л кожен, які встановлені між двигунами в районі шпангоутів.

Подача азоту в фюзеляжні паливні баки здійснюється шляхом відкриття вентиля, який встановлений в люку у шпангоута. Газоподібний азот під високим тиском надходить в редуктор, де тиск знижується до значення Р = 8-2,0 + 2,5кг / см².

Дренажування паливної системи

Система дренажу паливної системи (рис. 3.6) призначена для зливу палива з місць, де стався витік палива (в місцях ущільнення, негерметичність шлангів).

Система дренажу:

• зменшує пожежну небезпеку при експлуатації двигуна, так як при її допомоги забезпечується злив палива з усіх можливих місць його просочування і скупчення;

• забезпечує надійне сполучення повітряних порожнин автоматів регулятора подачі палива з атмосферою через спеціальний дренажний бачок.

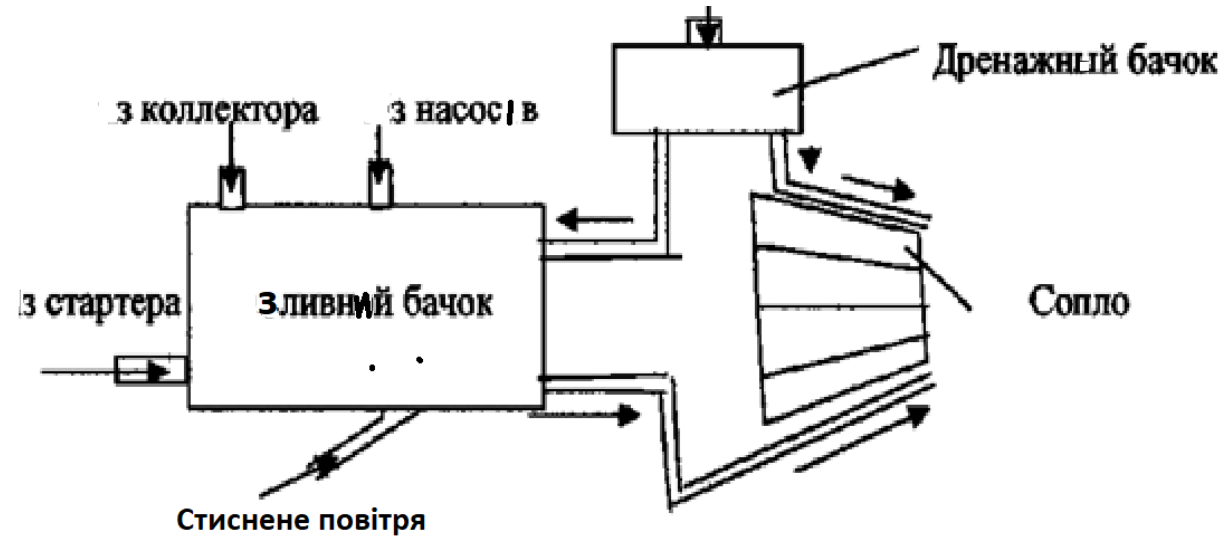


Рис. 3.6. Схема дренажу палива

Паливо зливається по трубках або під капот літака, або в спеціальну ємність (зливний бачок), з якого при переповненні паливо витісняється стисненим повітрям на зріз реактивного сопла, де і згоряє.

4. Системи управління двигуном: призначення та вимоги до систем автоматичного регулювання. Регульовані параметри та регулюючі фактори. Програми регулювання ГТД. Типи систем 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 $\pi к$; ступінь розширення газу в турбіні $\pi т$; коефіцієнти корисної дії компресора $\eta к$ і турбіни $\eta т$; 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 пдв і Т * 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 Тг з точністю 20 ... 30 ° С. Це пояснюється сильним впливом π і Т*г 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 Т * г 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.

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.11.1 зображена схема об'єкта управління (ОУ). На цій схемі x_1, x_2, ---, x_n- керовані і спостережувані координати або вихідні величини об'єкта; f_1, f_2, --, f_n) - впливи; u_1, u_2, .., 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 приєднуваних 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.11.1 наведені схеми, на яких x0 задане значення регульованої координати.

Принцип компенсації (Рис.4.1, а). Для підтримки постійного значення координати $x = x_0$ вимірюються обурення f вносяться корективи в управлінський вплив і. Очевидно, в принципі можна підібрати таке значення u щоб в сталим 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.

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 широке застосування.

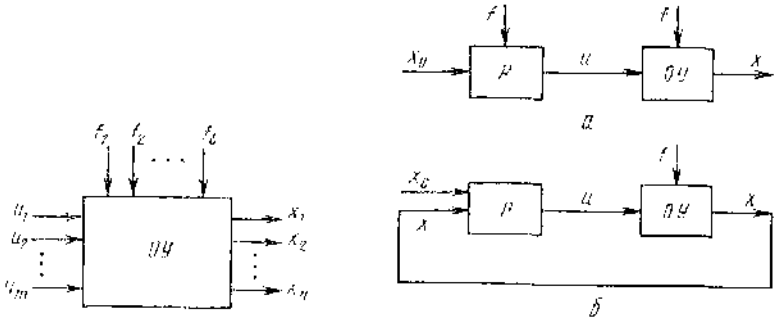


Рис.4.1

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

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 $x_0(t) = const$. 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 виміряного 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 переміщюються 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 "попередньою 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 стабілізують елементи.

Програми регулювання

Програма регулювання встановлює закон зміни основних параметрів двигуна при зміні його режиму і зовнішніх умов ($P^*_Н$, $T^*_Н$).

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.

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 $T^*_Г$ при незмінній геометрії проточної частини двигуна, тобто вони вимагають:

$$n_{max} = \text{const}, F_{р.с} = \text{const}, T_З \neq \text{const},$$

$p_С$ - 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 $G_Т$, а температура $T^*_Г$ регулюється опосередковано через *n*.

Програма регулювання другого типу, згідно з якою:

$n = const$; $T^*_Г = const$; $Fp.c \neq const$.

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 $T^*_Г$ за рахунок більш раціонального співвідношення між n і $T^*_Г$. Системи регулювання ГТД з форсажними камерами передбачають регулювання площі критичного перетину реактивного сопла, так як при включенні форсажу необхідно зберегти значення $\pi_Т$ і не допустити закид температури $T^*_Г$.

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.

5. Системи пуску двигуна: призначення та основні вимоги. Процес пуску ГТД. Стартери для попередньої розкрутки ротора двигуна. Агрегати, що забезпечують запуск двигуна.

Запуск двигуна являє собою процес переведення двигуна з неробочого стану в режим малого газу. Тривалість запуску становить 30 - 120 с.

Запуск двигуна включає: прокрутку ротора двигуна, подачу палива в камеру згоряння, займання його і висновок двигуна на режим малого газу.

Для запуску необхідно пусковий пристрій - стартер, джерела енергії для живлення стартера, пускові паливні магістралі, агрегати запалювання та управління.

Комплекс цих пристроїв і агрегатів називається системою запуску. Процес запуску до виходу двигуна на заданий режим відбувається автоматично, після натискання на пускову кнопку і важеля РУД в положення, відповідне запуску.

До систем запуску пред'являються такі основні вимоги, які спрямовані на забезпечення:

- надійного і сталого запуску двигуна на землі в діапазоні температур навколишнього повітря від - 60 до + 60 ° С. Допускається попередній підігрів ТРД при температурі нижче - 40 ° С, а ТВД - нижче - 25 ° С;
- надійного запуску двигуна в польоті у всьому діапазоні швидкостей і висот польоту;
- тривалості запуску ГТД, що не перевищує 120 с, а для поршневих 3 ... 5 с;
- автоматизації процесу запуску, т. е, автоматичного включення і виключення всіх пристроїв і агрегатів в процесі запуску двигуна;
- автономності системи запуску, мінімальних витрат енергії на один запуск;
- можливості багаторазового запуску;
- простоти конструкції, мінімальних габаритних розмірів і маси, зручності, надійності та безпеки в експлуатації.

Етапи запуску

Прокрутка ротора турбокомпресора двигуна при запуску осу-ється стартером і турбіною двигуна. Система запуску працює тільки в період запуску двигуна, причому з певним перекриттям за часом з роботою основної паливної системи (наприклад, система запуску серійного двигуна продовжує працювати до чисел оборотів n = = 1750 об / хв, в той час як двигун запущено вже при числах оборотів n = 250 - 810 об / хв).

Запуск двигуна можна розбити на три етапи (рис. 15.1).

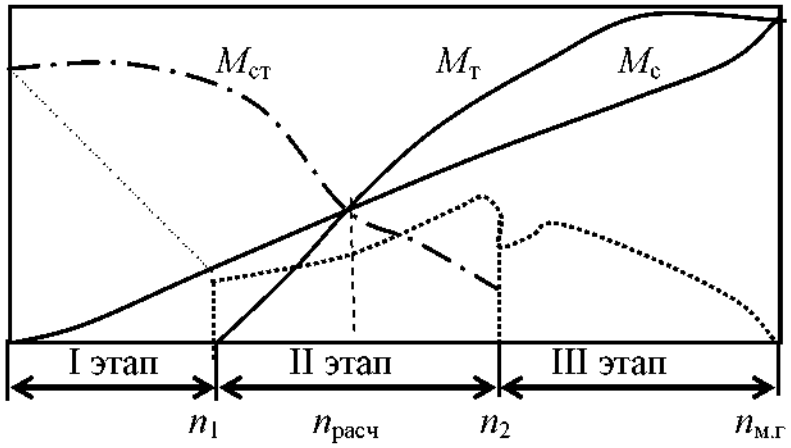


Рис. 5.1. Етапи запуску двигуна

На I етапі запуску ротор двигуна прокручується тільки старті-ром до чисел оборотів n1, коли вступає в активну роботу турбіна. На цьому етапі запуску температура газів перед турбіною постійна і близька до температури навколишнього повітря.

Момент прискорення ротора двигуна MyI на I етапі:

$$M_{yi} = МСТ - Мс,$$

де МСТ - момент прискорення, що розвивається стартером; Мс - момент

опору, який необхідний для обертання компресора, приводу агрегатів і для подолання тертя в підшипниках.

На II етапі запуску від чисел оборотів n1 до n2 (момент відключення стартера) відбувається спільна прокрутка ротора стартером і турбіною. На цьому етапі, після подачі в камеру згоряння палива і його запалав-ня, температура газів різко зростає при $П_{РАСЧ}$.

Момент прискорення ротора двигуна $M_{у}$II дорівнює:

$$МУII = Мст + МтII - Мс,$$

де $M_{тII}$ - момент обертання турбіни.

При частоті обертання ротора з числом оборотів, відповідних холодної прокручуванні двигуна в межах n2, момент прискорення ротора двигуна буде дорівнює моменту обертання турбіни:

$$Мст = Мз;\ МУII = МтII.$$

На III етапі від n2 до частоти обертання ротора на режимі малого газу nм.г стартер вже відключений і компресор двигуна прокручується тільки турбіною.

У цьому випадку момент прискорення ротора компресора:

$$МуIII = МТIII - Мз.$$

При досягненні чисел оборотів малого газу nм.г момент прискорення ротора двигуна при n = nм.г буде дорівнює нулю МуIII = 0, а момент обертаючись-ня турбіни МтIII = Мс.

Автоматика запуску

Запуск і припинення запуску, холодну прокрутку, консервацію двигуна і запуск його в польоті за допомогою пускової панелі здійснює автоматика запуску двигуна.

Для автоматичного управління запуском з тієї чи іншої програмі в пускових панелях є автомати часу або пускові коробки.

Стартери

Для прокрутки роторів двигунів застосовують автономні електричні і повітряні стартери.

Для запуску двигунів застосовують електричні, постійного струму стартери прямої дії, у яких є безпосередній зв'язок через механічну передачу з ротором двигуна. Електричні стартери досить надійні в роботі, прості в управлінні, дозволяють легко автоматизувати процес запуску, зручні в експлуатації.

Частота їх обертання в процесі запуску автоматично регулюється по заздалегідь обраному закону.

Для живлення енергією електричних стартерів застосовують наземні і бортові джерела. Бортові джерела являють собою акумуляторні батареї або генератори постійного струму, які живляться турбогенераторної установкою. Але час запуску при використанні турбогенераторної установки збільшується за рахунок запуску спочатку самій турбогенераторної установки.

Авіаційна акумуляторна батарея має напругу 24 - 27 В, електричну ємність 28 А і масу близько 30 кг. Для запуску двигуна великої потужності необхідно

мати кілька батарей.

Повітряними системами запуску двигунів прийнято називати системи, в яких прокрутка ротора запускається двигуна здійснюється енергією стисненого повітря. У цих системах стиснене повітря або подається безпосередньо на лопатки турбіни двигуна, або використовується для прокрутки спеціальний повітряний стартер, який приводить в дію ротор основного двигуна.

Перший спосіб подачі стисненого повітря для запуску двигунів не знайшов широкого застосування, так як він відрізняється порівняно невеликою ефективністю і великою витратою повітря. Його можна рекомендувати лише для аеродромних систем запуску, які можуть забезпечити велику витрату стисненого повітря.

У бортових повітряних системах для запуску двигунів використовуються повітряні стартери, мають високооборотні турбіни осьового або радіального типу, які з'єднуються з роторами запускаються двигунів через редуктори з передавальними відносинами 1/15 ... 1/30. На турбіни подається підігріте стиснене повітря. Це знижує витрату повітря і запобігає обмерзання турбін, яке може відбуватися при різкому зниженні температури повітря за рахунок його розширення.

Як джерела стисненого повітря можуть застосовуватися спеціальні бортові газотурбінні установки, аеродромні компресорні установки, бортові і аеродромні балони стисненого повітря, а також компресор одного з працюючих двигунів на ЛА. Для сучасних ЛА з ГТД широкого поширення набули повітряні системи запуску з бортовими газотурбінними установками. Вони забезпечують вимогу автономності систем запуску, досить прості і надійні в роботі, мають порівняно хороші масові характеристики.

Допоміжна силова установка (ДСУ) 1 являє собою малогабаритний ГТД з відцентровим компресором. Він призначений для подачі до повітряних стартерів стисненого повітря, який відбирається від компресора. Запуск його здійснюється за допомогою електростартера.

Основні двигуни від автономної системи запускаються в такий спосіб. Спочатку включається в роботу газотурбінна установка і виводиться на робочий режим. При цьому вся система від ДСУ до електромагнітних клапанів буде перебувати під тиском, що визначається перепускним клапаном. Потім натисканням на кнопку запуску відкривається клапан електромагнітний двигуна, що запускається. При цьому стиснене повітря від компресора газотурбінної установки буде подаватися на лопатки турбіни повітряного стартера. Турбіна стартера, вступаючи в роботу, здійснює прокручування ротора запускається двигуна до необхідної частоти обертання.

Агрегати запалювання

На двигунах використовують низьковольтну систему запалювання з електроерозійної свічкою поверхневого розряду, що дає велику теплову енергію для займання паливно-повітряної суміші (рис. 5.2).

Напруга струму, що підводиться до таких свічок, становить 1,2 - 2,5 кВт.

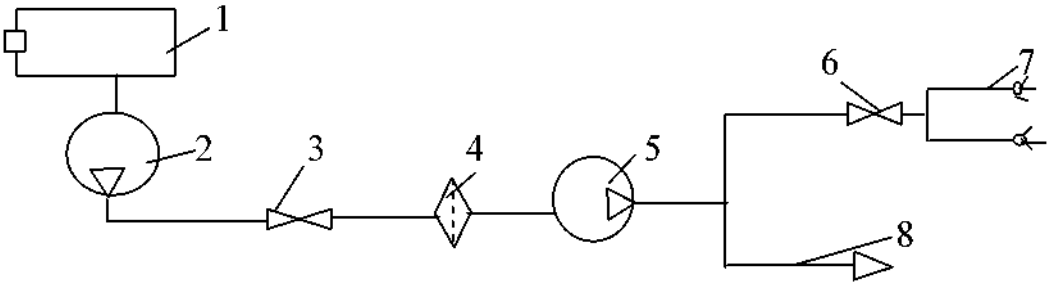


Рис. 5.2. Схема пускової паливної магістралі:
1 - бак з паливом; 2 - пусковий насос ПН-1; 3 - кран; 4 - фільтр;
5 - пусковий насос ПН-2; 6 - пусковий електромагнітний клапан;
7 - пускові форсунки; 8 - основна паливна магістраль

Для пожежної безпеки ланцюги запалювання повинні бути електрично незалежними від всіх інших електричних ланцюгів, тобто екрановані і прокладені окремо від високовольтних ланцюгів.