

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Конструкція і експлуатація двигуна: Двигун ГТД-350»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

за темою № 4 - Турбіни двигуна та вихлопне улаштування

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

СХВАЛЕНО

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

ПОГОДЖЕНО

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

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023р. № 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. Професор циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

План лекцій:

1. Призначення, основні технічні дані, основні вузли, компоновка турбін. Охолодження деталей турбін.
2. Вимоги, принцип роботи, умови роботи турбін. Розподіл теплоперепаду по турбінам.
3. Несправності турбін. Причини виникнення, ознаки, наслідки, дії екіпажу, міри запобігання.
4. Призначення, компоновка, охолодження та несправності вихлопного улаштування.

Рекомендована література:

Основна:

1. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2021. 197 с.

Додаткова:

2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Терещенко Ю.М. Теорія теплових двигунів. Київ: НАУ, 2009. 328 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

4. Helicopter Mi-2. Flight Manual. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Swidnik». URL.: https://www.scribd.com/document/539086617/Mi-2-Helicopter-Flight-Manual?language_settings_changed=English (дата звернення 26.08.2023)
5. Operating and Servicing Instructions for Engine GTD-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów». 270 p. URL.: <http://www.magniel.com/yuli/EngineGDT350.pdf> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

1. Призначення, основні технічні дані, основні вузли, компоновка турбін. Охолодження деталей турбін.

1.1. Турбіна компресора

Турбіна компресора (рис. 4.1) — одноступенева, осьова, реактивна, призначена для приводу ротора компресора і агрегатів, розташованих на передньому корпусі редуктора двигуна. Турбіна складається з соплового апарату, проміжного корпусу, ротора і опор ротора.

Сопловий апарат (рис. 4.2) розташований у вхідній частині камери згоряння і складається з соплових лопаток, переднього і заднього корпусів,

обтічника, екрану обтічника і трьох трубок підведення охолоджуючого повітря до диска турбіни і до обтекателью.

Екран обтічника 19 спільно зі склянкою 15 і дефлекторной шайбою 14 всередині обтічника утворюють порожнини 12 і 13. В порожнину 13 під тиском по трубці 7 проходить вторинний повітря камери згоряння. Далі це повітря через отвори 16 і 17 центрального склянки поступає в порожнину, утворену обтічником 9 і вставкою обтічника 10. Омиваючи зсередини обтічник, повітря охолоджує його і входить в порожнину 11. З цієї порожнини по отворах 21 і системі каналів повітря виходить у зазор між сопловим апаратом і буртом полиць робочих лопаток, замикаючи прорив газу до диска. По двом іншим трубках вторинний повітря камери згоряння підводиться в порожнину 12, звідки по кільцевому зазору йде до диска турбіни і охолоджує його. У поясі трубок 7, в задньому корпусі соплового апарата виконано вісім отворів для установки термопар вимірювання температури газу перед турбіною.

Проміжний корпус утворює зовнішню поверхню проточної частини турбіни. Для зменшення радіального зазору по робочих лопаток зовнішній контур проточної частини утворюється набором металокерамічних вставок.

Ротор турбіни компресора складається з диска, вала і робочих лопаток. Робочі лопатки закріплені на ободі диска за допомогою замкового з'єднання ялинкового типу і зафіксовані від осьового переміщення пластинчастими замками. На передній стороні диска виконаний пояс з гребінцями, що перешкоджають виходу повітря з повітряної порожнини третьої опори. Передача крутного моменту ротора турбіни компресора здійснюється через шлицевую ресору.

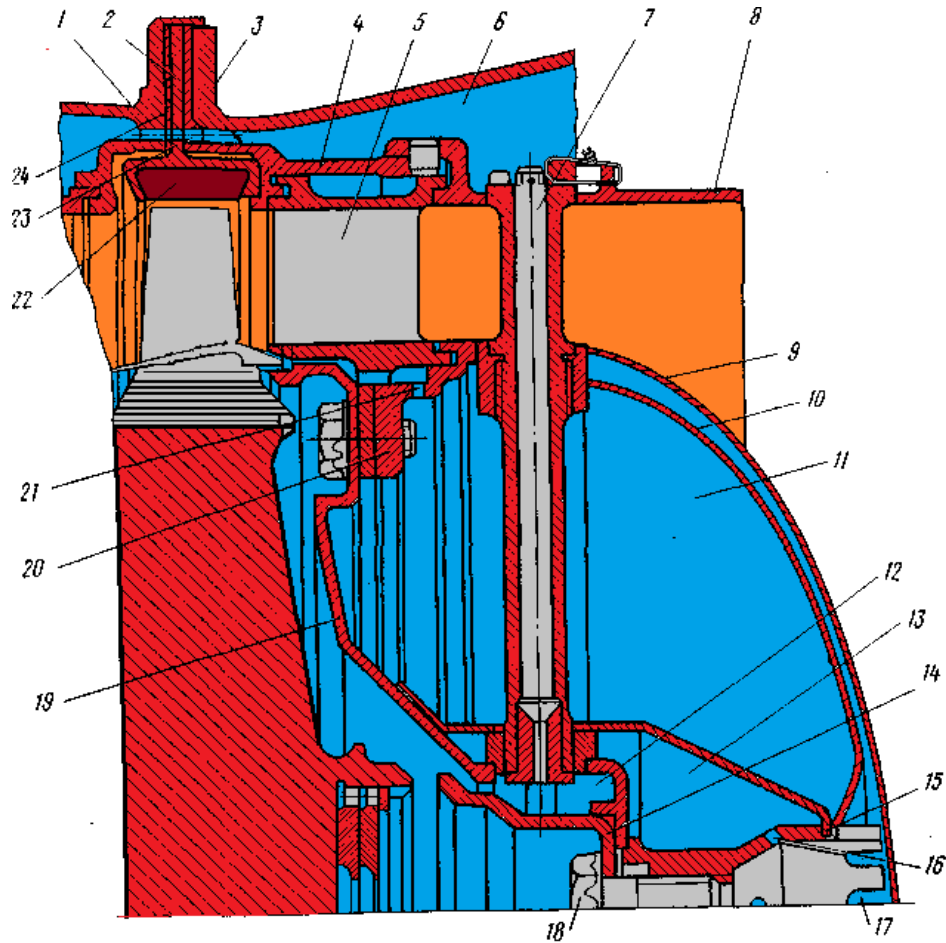


Рис.4.2 Сопловий апарат турбіни компресора

Опорами ротора турбіни компресора є III і VI опори двигуна.

Третя опора являє собою кульковий підшипник, що сприймає осьові і радіальні навантаження. Підшипник розміщений у внутрішній порожнині соплового апарату вільної турбіни. З обох сторін підшипника розміщені графітові ущільнення. Для створення позитивного перепаду тиску в бік масляної порожнини і охолодження деталей в передмасляні порожнини третьої опори підводиться повітря з компресора через повітряний фільтр.

Шоста опора являє собою роликівий підшипник, що сприймає радіальні навантаження.

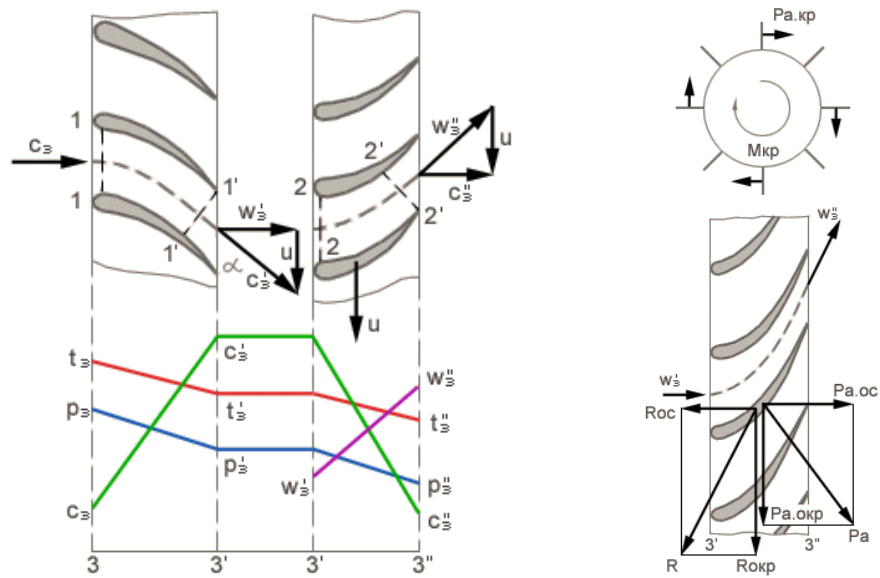


Рис. 4.3. Схема роботи одноступінчастої турбіни

1.2. Вільна турбіна

Вільна турбіна - двоступенева, осьова, реактивна, призначена для приводу вертолітного редуктора і агрегатів, розташованих на задньому корпусі редуктора двигуна. Турбіна складається з соплового апарату першої ступені з перехідником, соплового апарату другого ступеня, ротора і опор ротора (рис. 4.1).

Сопловий апарат першого ступеня виконаний в одному вузлі з перехідником. Апарат складається з зовнішньої і внутрішньої обойми і лопаток. Перехідник складається з зовнішньої обойми, стійок, внутрішньої обойми, фланця, заднього і переднього ободів. До переднього краю кріпиться болтами третя опора. Через внутрішні порожнини опори здійснюється продувка повітря, що йде на охолодження деталей опори, а також на охолодження диска турбіни компресора. Через трубку суфлірування олійна порожнину третьої опори з'єднана з порожниною редуктора. Через масляні стійки проходять комунікації третьої опори. Зовні на фланці є штуцера для зливу масла, для підведення охолоджувального повітря, для підведення масла до третьої опори.

Сопловий апарат другого ступеня складається з корпусу, соплових лопаток і внутрішнього кільця. У корпусі соплового апарату є пояси, навпроти яких розташовуються робочі колеса турбіни. На цих поясах є набір металокерамічних вставок, які спільно з гребінцями зовнішніх полиць робочих лопаток створюють ущільнення, яке перешкоджає перетіканню газу, а також оберігають лопатки від пошкодження при торканні гребінців про металокерамічний пояс у разі термічних деформацій деталей.

Ротор вільної турбіни складається з робочого колеса першої ступені і робочого колеса другого ступеня, виконаного заодно з валом турбіни. Диск робочого колеса першої ступені з'єднаний з диском другий щаблі допомогою торцевих шліців, виконаних на ободках дисків. Диски стягнуті стяжними болтами. Лопатки в дисках кріпляться замками ялинкового типу. Від осьового зміщення лопатки фіксуються розрізними кільцями. На зовнішніх кінцях лопаток виконані полки, які утворюють кільцевої бандаж, підвищує вібраційну міцність лопаток. На полицях є гребінці, що збільшують жорсткість полиць і утворюють газовий лабіринт, який працює за металокерамічних вставкам корпусів соплових апаратів.

Опорами ротора вільної турбіни є четверта (кульковий підшипник) і п'ята (кульковий підшипник) опори двигуна. Опори встановлені в корпусі газозбірника.

2.Вимоги, принцип роботи, умови роботи турбін. Розподіл теплоперепадку за турбінам.

Поєднання соплового апарата, робочого колеса називається ступенем газової турбіни. На вході в сопловий апарат газ має тиск P_3 , температуру t_3 і абсолютну швидкість C_3 (див. рис. 4.3). Канал, утворений лопатками соплового апарату, звужується. При проході газу по звужувальному каналу соплового апарату швидкість його збільшується, а тиск і температура зменшуються. Таким чином, в каналах соплового апарату відбувається перетворення частини запасу повної енергії газового потоку в кінетичну енергію руху.

Газ з збільшилася кінетичної енергією спрямовується лопатками соплового апарату на лопатки робочого колеса турбіни.

У реактивній турбіні міжлопатковий канал робочого колеса звужується, що призводить до прискорення газового потоку. Відносна швидкість w на виході з міжлопаткового каналу збільшується, а тиск і температура зменшуються. Абсолютна швидкість газового потоку на виході з каналів робочих лопаток, рівна геометричній сумі відносної швидкості w і окружної швидкості i менше, ніж на вході.

Це зменшення свідчить про те, що кінетична енергія газового потоку перетворюється в механічну роботу.

Сутність отримання крутного моменту на валу турбіни полягає в тому, що при обтіканні потоком газу робочих лопаток швидкості обтікання опуклої та увігнутої сторін лопаток різні, отже відповідно виникає різниця тисків. Крім того, газовий потік вдаряється про увігнуту бік лопаток.

Таким чином, внаслідок удару, повороту потоку і аеродинамічного обтікання на робочі лопатки діє активна (аеродинамічна) сила P_a . Внаслідок прискорення газового потоку при його відносному русі у звужувальних міжлопаткових каналах на робочі лопатки діє реактивна сила R .

Активну силу P_a і реактивну силу R можна подати у вигляді двох складових. Осьові складові $P_{a.ос}$ і $R_{ос}$ спрямовані по осі двигуна. Різниця осьових складових сил створюють осьове зусилля, що діє на робоче колесо і передається через підшипники на корпус двигуна. Окружні складові $P_{a.дкр}$ і $R_{окр}$, додані до лопаткам робочого колеса, створюють крутний момент на валу турбіни $M_{кр}$.

3. Несправності турбін. Причини виникнення, ознаки, наслідки, дії екіпажу, міри запобігання.

1. Витяжка робочих лопаток турбіни

Причини:

- ☐ підвищення температури газу перед турбіною вище допустимої;
- ☐ перевищення допустимого часу безперервної роботи двигуна на режимах;

Ознаки:

- ☐ зменшення часу вибігу ротора;
- ☐ зростання температури газу істотно вище допустимої;
- ☐ падіння пТК ;

- ☐ поява стороннього звуку в роторі двигуна;
 - ☐ збільшення зусиль, необхідних для ручного прокручування ротора;
2. Обгорання лопаток турбіни, що може призводити до їх руйнування.

Причини:

- ☐ порушення процесу згоряння палива в камері згоряння;
- ☐ занедбаність температури газу;
- ☐ нерівномірний розподіл температур газу перед турбіною;
- ☐ некондиційне паливо.

Ознаки:

- ☐ викидання пучків іскор з вихлопного пристрою;
- ☐ високочастотна вібрація;
- ☐ подальше зростання температури газу перед турбіною;
- ☐ характерні сліди, що залишаються частками металу на внутрішній поверхні проточної частини вихідного пристрою, і зовнішній вигляд лопаток останнього ступеня турбіни (виявляється при технічному огляді);

3. Обрив або руйнування робочих лопаток турбіни. Цей дефект є одним із самих небезпечних.

Причини:

- ☐ занедбаність температури газу перед турбіною при запуску двигуна;
- ☐ висновок непрогрітого двигуна на режим вище малого газу або зупинка двигуна без попереднього охолодження;
- ☐ потрапляння на робочі лопатки сторонніх предметів або елементів зруйнованих деталей проточної частини двигуна.
- ☐ підвищена вібрації двигуна або силової установки (внаслідок часткового руйнування лопаток компресора, помпажу компресора, обгорання або часткового руйнування лопаток турбіни);
- ☐ витяжка робочих лопаток, що відбувається з причин, викладених у п. 1;
- ☐ - різке збільшення частоти ротора вільної турбіни внаслідок проковзування муфти вільного ходу (МСХ) і відмови системи захисту турбіни гвинта (СЗТВ).

Ознаки:

- ☐ різкий хлопок і удар в двигуні;
- ☐ поява шлейфу сизого диму з вихідного пристрою;
- ☐ поява підвищеної вібрації;
- ☐ зростання температура газу і падіння пТК ;

Якщо шматок зруйнованої лопатки попадає в зазор між торцями інших лопаток і корпусом, відбувається заклинювання або гальмування ротора. В результаті зменшення частоти обертання ротора паливна автоматика збільшує подачу палива в камеру згоряння, що призводить до зриву полум'я і самовимкненню двигуна.

Дії екіпажу: при виявленні в польоті ознак руйнування або обриву турбінних лопаток двигун необхідно вимкнути.

4. Руйнування підшипників опор роторів турбіни.

Причини та профілактичні заходи проти руйнування підшипників описані в темі 2.

Основними профілактичними заходами, спрямованими на попередження дефектів турбінного двигуна вузла, є:

- ручна прокрутка візуальний огляд проточної частини двигуна перед кожним запуском;
- суворе дотримання правил запуск, прогрівання або охолодження двигуна;
- закриття проточної частини двигуна заглушками після зупинки для зменшення вентиляції та більш рівномірного охолодження проточної частини двигуна;
- суворе дотримання рекомендацій для льотної експлуатації за витримуванню температурних режимів;
- ретельний контроль параметрів, що характеризують роботу двигуна в польоті.

4. Призначення, компонування, охолодження та несправності вихлопного улаштування.

Вихлопний пристрій призначений для відведення відпрацьованих газів з турбіни за межі силової установки з мінімальними гідравлічними втратами. В комплект вихлопного пристрою входять газозбірник, вихлопні патрубки та кришки (див. рис. 4.4).

Газозбірник призначений для збору відпрацьованих газів, що виходять з другої сходинки вільної турбіни, і є силовим вузлом двигуна. Він служить корпусом опор вільної турбіни, а також сполучним вузлом, за допомогою якого корпус турбін і камера згоряння кріпляться до корпусу редуктора. Внутрішні порожнини газозбірника продуваються повітрям, що відбирають через VI ступені компресора.

Вихлопні патрубки призначені для відводу відпрацьованих газів з газозбірника в атмосферу. Патрубки і кришки мають систему дефлекторів. Дефлектори патрубків і кришок забезпечують поворот потоку газу на 90° з мінімальними гідравлічними втратами. Комбінуючи розташування вихлопних патрубків та кришок на фланцях газозбірника, можна забезпечити взаємозамінність двигунів.

Характерні несправності вихлопного пристрою наступні:

- тріщини вихлопного патрубка;

Причинами утворення тріщин може бути:

- збільшена вібрація двигуна, підвищення температурного режиму;
- викривлення і деформація окремих ділянок вихлопного пристрою, що приводить до виникнення тріщин.

Небезпека виникнення тріщин полягає в тому, що розвиток їх може привести до випадання ділянок матеріалу. При цьому гази, що виходять з двигуна, можуть потрапляти на конструкцію елементів силової установки, що призводить до виникнення пожежі.

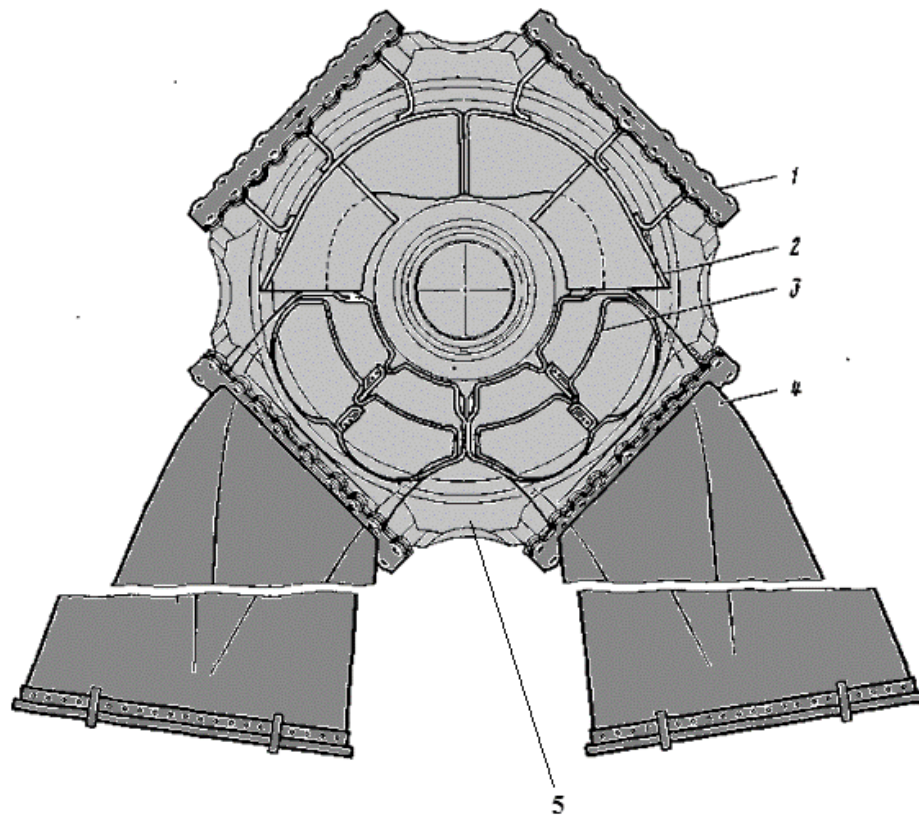


Рис.4.4 Вихлопний пристрій:

1- кришка газозбірника; 2 - дефлектор кришки; 3 - дефлектор вихлопного патрубка; 4 - вихлопної патрубков; 5-газозбірник