

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЙ

навчальної дисципліни
«Експлуатація авіаційних двигунів
(Конструкція і експлуатація двигуна ТВ3-117)»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Аeronавігація

за темою № 4 - Турбіни двигуна і вихідний пристрій, правила експлуатації

Харків 2022

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

СХВАЛЕНО

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

ПОГОДЖЕНО

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

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

Розробники:

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

Рецензенти:

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

План лекції:

1. Призначення, основні дані, улаштування турбін.
2. Охолодження турбін.
3. Можливі несправності турбін при експлуатації і їхне попередження.
4. Конструкція вихідного патрубка. Умови роботи і можливі несправності вихідного патрубка при експлуатації.

Рекомендована література:

Основна:

1. Царенко А.О. «Вертоліт Mi-8МТВ-1. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 294 с.

Додаткова:

2. Данилов В.А., Занько В.М., Калінін Н.П., Кривко А.І. Вертоліт Mi-8МТВ. Конструкція і експлуатація. Москва: Транспорт, 1995. 295 с.
3. Кеба І.В. Турбовальний двигун ТВ3 - 117ВМ / ВМА: Навчальний посібник. Кременчук, 2011. 148с.
4. Щеглов А.В. Вертоліт MI-8МТ (МТВ). Вертоліт і двигуни: Навчальний посібник. Торжок: 344 Центр бойового застосування і перенавчання льотного складу армійської авіації, 2000. 252 с.
5. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Mi-8МТВ-1. Москва, ДержНДІ ГА, 1994 р. 1096 с.
6. Богданов А.Д., Калінін Н.П., Кривко А.І. Турбовальний двигун ТВ3-117ВМ. Конструкція і технічна експлуатація. Москва: Повітряний транспорт, 2000. 392 с.
7. Кеба І.В. Льотна експлуатація вертолітних ГТД. Москва: Транспорт, 1976. 278 с.
8. Керівництво з технічної експлуатації двигуна ТВ3-117.Книги 1,2,3. Москва: Транспорт, 1987. 706 с.
9. Орлов В.І. Конструкція і експлуатація двигуна ТВ3-117В: Навчальний посібник. Сизрань, 2003. 185 с.

Текст лекції

1. Призначення, основні дані, улаштування турбін.

1.1. Турбіна компресора

Турбіна (рис. 4.1) - осьова, двоступенева. Служить для створення потужності, переданої ротора компресора і агрегатів двигуна.

Складається з корпусу соплових апаратів 2, двох соплових апаратів 11, 12, ротора 13, і третій опори двигуна.

Корпус - зварний, загальний для СА I і II ступенів. У корпусі встановлені обойми 6, 9 з стільниковими ущільненнями 7 і термопарами 4 (14 шт.).

Соплові апарати служать для розгону і напрямки газового потоку на лопатки ротора під розрахунковим кутом. СА I ступені складається з зовнішньої обойми, лопаток СА, внутрішньої обойми і лабіrintів ротора (стільникових ущільнень).

Лопатки СА литі, пустотілі, для охолодження вторинним повітрям, встановлені в шести профільних прорізах обойм.

СА II ступені - суцільнолитий, порожнистий. Центрується в корпусі на прямокутних шипах.

Ротор турбіни перетворює енергію газового потоку в механічну роботу.

Складається з порожнього вала, двох робочих дисків з лопатками і чотирьох покривають дисків. Ці деталі з'єднані торцевими шліцами і болтами. Замки лопаток типу "ялинка" збільшують площину тепловіддачі. На кінцях лопаток полки з гребінцями ущільнення утворюють кільцевої вінець для виброустойчивості лопаток. На валу і всіх покривають дисках - лабіrintи ущільнення.

На опори ротора ТК спирається вал турбіни: спереду - через ротор компресора на II опору, ззаду - на III опору. III опора (див. Прилож. Рис. 4.6) складається з корпусу (гнізда) опори, роликопідшипника і вузла графітового маслоуплотнення.

Гніздо опори кріпиться до внутрішнього обода СА III ступеня. Наддув опори - через VII ступені компресора. Підведення масла йде по зовнішній трубці від МА-78. Відкачування - по трубці в МА-78.

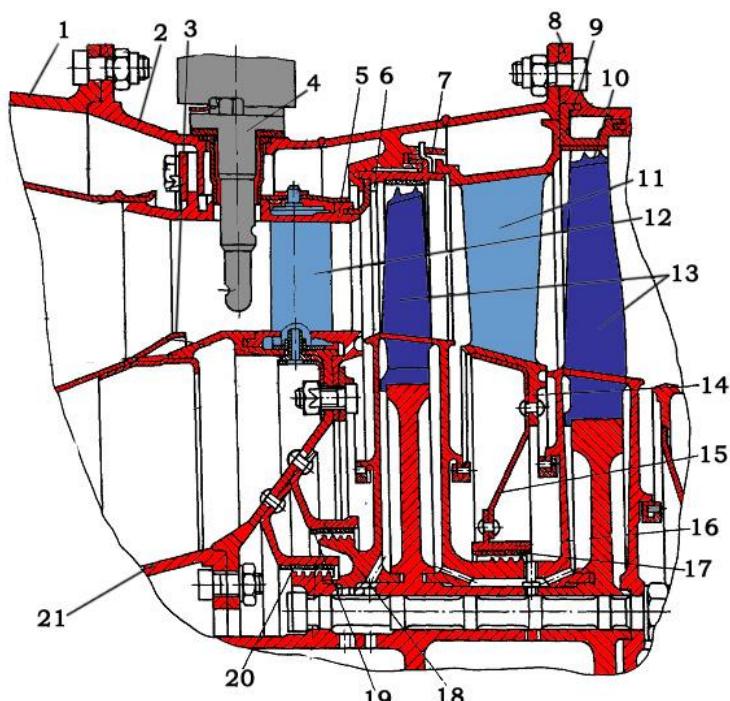


Рис. 4.1. турбіна компресора

1 - корпус камери згоряння; 2 -корпус соплових апаратів; 3 - жарова труба; 4 - термопара; 5,6 - обойма; 7, 17, 19, 20 - стільникове ущільнення; 8 - корпус соплового апарату вільної турбіни; 10 - лабіrint ущільнення; 11, 12 - сопловая лопатка; 13 - робоча лопатка (ротор); 14 - внутрішній обід; 15 - діафрагма; 16 - покриває диск; 18 - корпус лабіринту; 21 - внутрішній дифузор камери згоряння.

1.2. Вільна турбіна

Вільна турбіна (рис. 4.5) служить для створення потужності, необхідної для обертання НВ вертольота. Складається з корпусів СА (ІІ і ІV ступенів), ротора і опор ротора.

Корпуса СА 9, 15 - жорсткі, в них монтуються суцільнолиті СА (в спеціальних виточках корпусів). Лопатки 11, 21 - пустотілі. СА ІІ ступеня, крім лопаток, має три стійки жорсткості 10. До внутрішньої обоймі СА ІІ ступеня приварене гніздо ІІ опори 4, 5.

На корпусі СА ІІ ступеня розташовані штуцери підведення масла, відкачування масла і наддуву ІІ опори через VII ступені (праворуч), а також люк огляду ГВТ турбіни і фланець підведення охолоджуючого повітря через VII ступені.

У корпусі СА VII ступені встановлені дві обойми 14, 19 зі стільниковим ущільненням.

Ротор СТ - консольний, 2-х опорний. Складається з двох робочих дисків, робочих лопаток 12, 20 і лабіринту ущільнення 25. Всі ці деталі з'єднані торцевими шліцами і болтами. Конструкція ротора СТ аналогічна ротора ТК. Усередині хвостовика ротора - шлізи для з'єднання з валом-ресурсою.

Опори ротора (див. Прилож. Рис. 5.2) (ІV і V опори двигуна) містять корпус опор, підшипники (4-й - кульковий, 5-й - роликовий) і вузли графітових ущільнень

У корпусі опор змонтовано 2-х ступінчастий редуктор приводу РЧВ НВ (регулятора нНВ). На корпусі опор встановлені чотири датчики ДТА 10 виміру Нст, штуцери наддуву опор через V ступеня компресора, підведення масла через отсечний клапан і відкачування масла з опор.

2. Охолодження турбін.

Необхідно для зниження робочих температур гарячих деталей турбін від впливу гарячих газів. Система охолодження - повітріяна.

Турбіна компресора охолоджується вторинним повітрям КС. Це повітря охолоджує порожнини корпусів СА, обойми лопаток СА, порожністі лопатки СА, бічні стінки РК, замкову частину робочих лопаток. Повітря надходить на охолодження за технологічними отворів в деталях.

Вільна турбіна охолоджується повітрям через VII ступені компресора. Принцип охолодження той же, що і ТК.

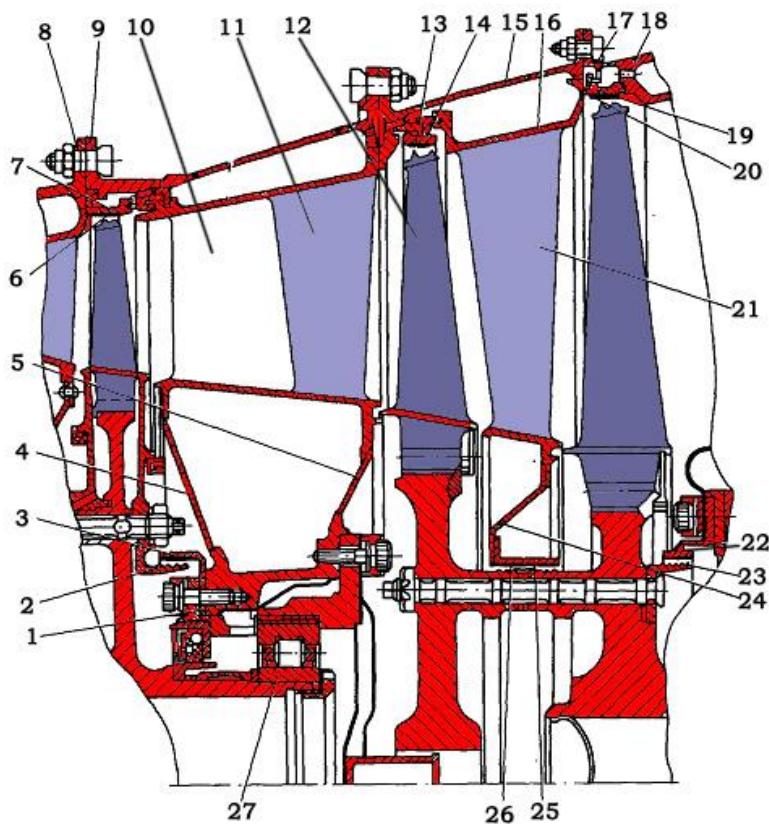


Рис. 4.3. Вільна турбіна

1 - гніздо опори; 2, 23, 25 - корпус лабіринту; 3, 6, 13, 19, 22, 26 - стільникове ущільнення; 4 - передня стінка корпусу опори; 5 - задня стінка; 7, 14, 19 - обойма; 8, 9, 15 - корпус; 10 - стійка жорсткості; 11, 21 - сопловий апарат; 12, 20 - робочі лопатки (ротор); 17 - канал проходу охолоджуючого повітря; 18 - вихлопний патрубок; 24 - діафрагма; 27 - підшипник.

3. Можливі несправності турбін при експлуатації та їх попередження.

1. Витяжка робочих лопаток турбіни

причини:

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

ознаки:

- зменшення швидкодії ротора;
- зростання температури газу істотно вище допустимої;
- падіння nTK;
- поява стороннього звуку в роторі двигуна;
- збільшення зусиль, необхідних для ручної прокрутки ротора;

2. Обгорання лопаток турбіни, що може призводити до їх руйнування.

причини:

- порушення процесу згорання палива в камері згоряння;
- закид 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 частинками 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 з найнебезпечніших.

причини:

- закид темпера тури 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 зруйнувалися деталей проточної частини двигуна.
- підвищена вібрація двигуна або силової установки (внаслідок часткового руйнування лопаток компресора, помпажа 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 (МСГ) 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 нТК;

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

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

4. Руйнування підшипників опор роторів турбіни.

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

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

4. Конструкція вихідного патрубка. Умови роботи и можливі несправності вихідного патрубка при експлуатації.

Вихідний пристрій (рис. 5.1) служить для відводу відпрацьованих газів в атмосферу.

Складається з дифузора, вихідного патрубка і з'єднувального хомута (з двох половин для кріплення вертолітного насадка).

Дифузор утворений зовнішнім корпусом, корпусом IV і V опор і чотирма порожніми прилавками.

На зовнішньому корпусі кріпляться: привід гнучкого вала РЧВ-НВ (зверху); ежектор (зліва вгорі); штуцера: наддуву IV і V опор через V ступеня компресора (зліва нижче), скидання повітря від II опори (внизу два патрубка), підведення масла (праворуч нижче), відкачування масла (внизу), суфлювання КП і маслобака (праворуч зверху) , роз'єм ДТА-10.

Усередині вихлопного патрубка - конічний обтічник.

Залежно від типу вертолітота, на якому встановлений двигун, вихідний патрубок встановлюється під кутом 65° до осі двигуна, може бути розгорнуто в горизонтальній площині вліво або вправо, а також вгору під кутом 75° або 105° відносно горизонтальної площини або вертикально вниз.

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.