

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

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Конструкція і експлуатація двигуна: Двигун ТВЗ-117»  
обов'язкових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)**

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

**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 лекції:**

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

### **Рекомендована література:**

#### **Основна:**

1. Царенко А.О. «Вертолiт Мі-8МТВ-1. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 294 с.

#### **Додаткова:**

2. Терещенко Ю.М. Газотурбiннi двигуни лiтальних апаратiв, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.

#### **Інформаційні ресурси в Інтернеті**

3. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 1, 2001. 554 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438354005/MI-17-Manual-Del-Motor-TB3-117-Libro-1> (дата звернення 26.08.2023)
4. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 2, 2001. 382 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438355792/Mi17-Manual-Del-Motor-TB3-117-Libro-2> (дата звернення 26.08.2023)
5. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 3, 2001. 94 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438357322/Manual-del-Motor-TB3-117-Libro-3-pdf> (дата звернення 26.08.2023)

### **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 термopарами 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 лабіринтів ротора (стільникових ущільнень).

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

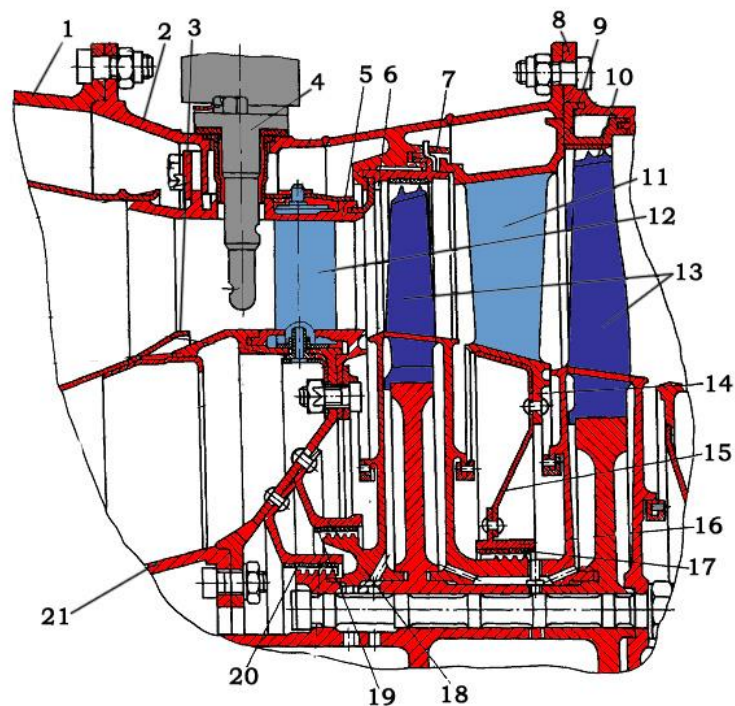
СА II ступені - суцільнолитий, порожнистий. Центрується в корпусі на прямокутних шипах.

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 шліцями і болтами. Замки лопаток типу "ялинка" збільшують площу тепловіддачі. На кінцях лопаток полки з гребінцями ущільнення утворюють кільцевої вінець для виброустойчивості лопаток. На валу і всіх покривають дисках - лабіринти 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, роликотпідшипника 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 - термopаpa; 5,6 - обойма; 7, 17, 19, 20 - стільникове ущільнення; 8 - корпус соплового апарату вільної турбіни; 10 - лабіринт 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 (III і IV ступенів), ротора і опор ротора.

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

На корпусі СА III ступеня розташовані штуцери підведення масла, відкачування масла і наддуву III 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. У середині хвостовика ротора - шліци для з'єднання з валом-ресорою.

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

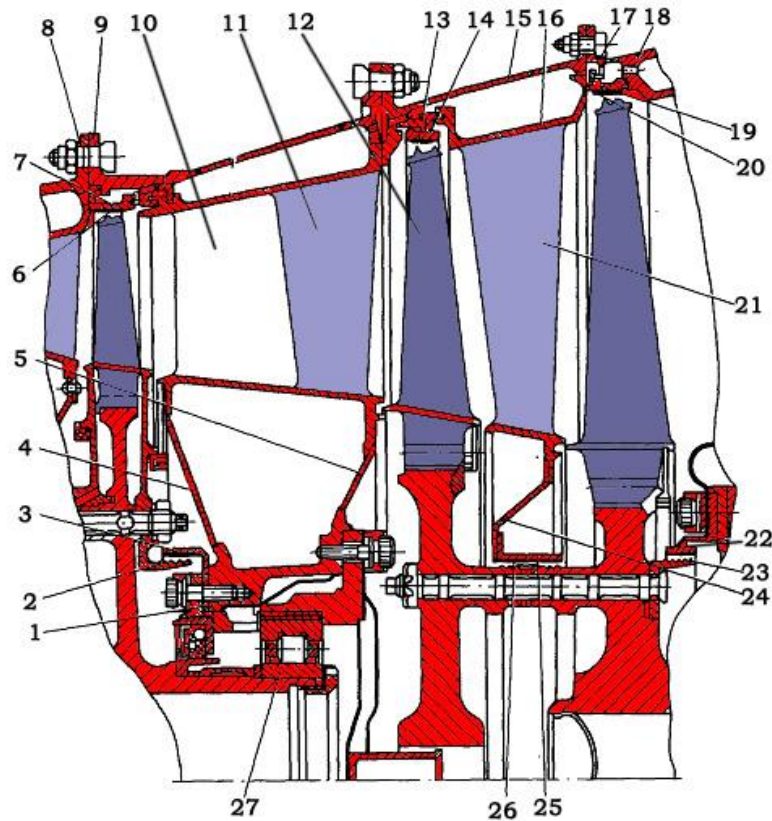
У корпусі опор змонтовано 2-х ступінчастий редуктор приводу РЧВ НВ (регулятора пНВ). На корпусі опор встановлені чотири датчика ДТА 10 виміру Nст, штуцери наддуву опор через V ступеня компресора, підведення масла через отсечной клапан і відкачування масла з опор.

## **2. Охолодження турбін.**

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

Турбіна компресора охолоджується вторинним повітрям КС. Це повітря охолоджує порожнини корпусів СА, обойми лопаток СА, порожнисті 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 - соплової апарат; 12, 20 - робочі лопатки (ротор); 17 - канал проходу охолоджуючого повітря; 18 - вихлопної патрубков; 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  $n_{TK}$ ;
- 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 згорання;
- 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 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 зруйнувалися деталей проточної частини двигуна.
- підвищена вібрації 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 температури газу і падіння  $\eta_{TK}$ ;

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 згорання, що призводить до зриву полум'я і самовиключення 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 вертолїтного 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 вертольота, на якому встановлений двигун, вихідний патрубок встановлюється під кутом  $65^\circ$  до осі двигуна, може бути розгорнуто в горизонтальній площині вліво або вправо, а також вгору під кутом  $75^\circ$  або  $105^\circ$  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.