

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Системи та обладнання авіаційної техніки»
вибіркових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

за темою №5 - Газові турбіни

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*
- 2. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії Пономаренко Анатолій Володимирович.*

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 і вимоги до газових турбін.
2. Конструктивні схеми турбін і їх основні елементи.
3. Ротор турбіни та його елементи.
4. Робочі лопатки, кріплення та осьова фіксація.
5. Конструкція дисків і валів турбін.
6. З'єднання дисків між собою з валом.
7. Сили, діючі на ротор і викликаємі ними напруги.
8. Статор турбіни, його призначення і елементи. Конструкція корпусу.
9. Конструкція соплових апаратів.
10. Сили, діючі на статор.
11. Радіальні та осьові зазори і ущільнення проточної частини турбіни. Охолодження деталей турбін.
12. Матеріали, що використовуються для виготовлення деталей турбін.

Рекомендована література:

Основна:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Царенко А.О., Шмельов Ю.М. Модуль 15. Газотурбінний двигун (категорія В1). Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2019. 810 с.

Допоміжна:

4. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. Volume 1. U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 282 p.
5. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. Volume 2. U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 280 p.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

6. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2023. 500 p. URL.: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/amt_powerplant_handbook.pdf (дата звернення 26.08.2023)
7. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: Helicopter Flying Handbook. URL.: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook (дата звернення 26.08.2023)
8. L'AVIONNAIRE: LES TURBOMACHINES. URL.: <https://lavionnaire.fr/MotorIntro.php> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

1. Призначення і вимоги до газових турбін.

Газова турбіна являє собою лопаточку машину, в якій потенційна енергія стисненого і підігрітого газу перетворюється на механічну роботу на валу турбіни за допомогою обертового ротора, забезпеченого лопатками. Це перетворення назад тому, яке має місце в компресорі, і з цієї точки зору турбіна як гідравлічна машина являє собою зворотний компресор і навпаки.

Потужність, економічність і надійність роботи газотурбінного двигуна в значній мірі визначається досконалістю конструкції і робочого процесу турбіни. Тому до турбін пред'являються ряд вимог, основними з яких є:

1. Газова турбіна повинна мати велику довговічність і надійність, що забезпечується: високою якістю застосовуваних матеріалів і ретельним контролем за станом основних елементів турбіни в експлуатації; застосуванням спеціальної системи охолодження, що забезпечує відвід тепла від самих навантажених вузлів турбіни; точним виконанням вимог інструкцій з льотної та технічної експлуатації двигуна.

2. Газова турбіна повинна мати високий коефіцієнт корисної дії. Із збільшенням ККД турбіни, збільшується робота розширення газу, яка перетворюється в механічну роботу і використовується для обертання компресора, несучого, рульового гвинтів та допоміжних агрегатів. Це призводить до зменшення питомої витрати палива і питомої маси двигуна. Збільшення ККД турбіни досягається: оптимальним вибором числа ступенів турбіни компресора і вільної турбіни; зменшенням втрат на тертя і запобіганням зриву потоку шляхом ретельної обробки профілів лопаток; зменшенням втрат на перетікання робочого газу по радіальних зазорах.

3. Газова турбіна повинна розвивати велику потужність при мінімальній масі і габаритах. Потужність турбін сучасного ГТД досягає 10000 л. с. (7350 кВт) і більше. Маса турбін становить 25-35% маси всього двигуна.

Збільшення потужності турбін забезпечується: збільшенням температури газів перед турбіною що досягає для сучасних ГТД 1600 К; застосуванням спеціальних жароміцних і жаростійких матеріалів для виготовлення основних високонавантажених вузлів турбін; оптимізацією робочого процесу розширення газу в турбіні.

4. Газова турбіна повинна володіти хорошою технологічністю конструкції, що забезпечує простоту технічного обслуговування та експлуатації.

2. Конструктивні схеми турбін і їх основні елементи.

Конструктивно турбіни розрізняються:

- по напрямку течії газу: осьові і радіальні турбіни;
- по числу ступенів турбіни: одноступінчасті і багаступінчасті;
- за характером перетворення енергії в робочому колесі: активні та реактивні;
- залежно від конструкції лопаток: з охолоджуваними і неохолоджуваними лопатками;
- по числу роторів: на одно, двох- трьохвальні;

- залежно від числа і розташування опор: на консольні та із задньою опорою;

- за конструкцією: з роз'ємними і нероз'ємними роторами.

У ГТД, за рідкісним винятком, застосовуються осьові турбіни. Газ в осьовій турбіні рухається по проточній частини паралельно осі обертання ротора. У радіальній турбіні газ рухається не тільки в осьовому напрямку (це необхідно для забезпечення витрати газу через турбіну), але і в радіальному напрямку - перпендикулярно осі обертання ротора турбіни.

Радіальні турбіни можуть бути, в свою чергу, доцентровими (газ рухається до центру ступені) і відцентровими (газ рухається від центру ступені).

Відцентрові турбіни зустрічаються дуже рідко, тому на практиці радіальними турбінами називають доцентрові радіальні турбіни.

Доцентрові радіальні турбіни застосовуються, в основному, для малих об'ємних витрат газу. Це турбонасоси, турбостартер, електрогенератори.

Основними елементами турбіни є ротор та статор.

3. Ротор турбіни та його елементи.

До складу роторів входять вали, диски з встановленими в них робочими лопатками, цапфи, кільцеві проставки і інші сполучні елементи. У турбінах ГТД зазвичай використовують ротори дискового чи барабанно-дискового типу. Число дисків залежить від числа ступенів, конструкції дисків, типу турбіни і коливається від двох до шести. Ротори турбіни розміщуються на двох самостійних опорах або на одній самостійній опорі та опорі, спільної з компресором. Задня опора ротора може бути за диском або перед ним.

4. Робочі лопатки, кріплення та осьова фіксація.

Робочі лопатки турбіни мають самі конструктивні елементи, як і лопатки компресора, т. е. замок і профільну частину (перо), але геометричні форми та пропорції їх інші.

Робочі лопатки, що охолоджуються, дозволяють збільшувати робочу температуру газу перед турбіною або застосовувати для виготовлення лопаток менш дефіцитні матеріали. Охолодження в основному здійснюється повітрям, що відбирається з компресора.

В даний час застосовують в основному два типи робочих лопаток, що охолоджуються: каркасні і складові. Каркасна лопатка (рис. 1, г, д) складається з несучого стрижня-каркаса і тонкостінної оболонки, що покриває його. Між каркасом та оболонкою є канали для проходу повітря, що охолоджує.

Складові лопатки (рис. 1, в, е) виконуються із двох окремих частин. Кожну частину виготовляють окремо, а потім на поверхнях, що стикаються, вифрезерують канали. Після з'єднання обох частин усередині лопатки утворюються порожнини для проходу охолоджуючого повітря.

Крім того, можливе охолодження робочих лопаток за допомогою захисної плівки (загороджувальне охолодження). Такий спосіб ґрунтується на принципі створення захисного шару охолоджувача між гарячим газом та поверхнею лопатки. У цьому випадку в стінках лопаток є ряд щілин, якими охолоджувач вдується в прикордонний

шар газу у лопатки.

Другим варіантом загороджувального охолодження є пористе, або, як його називають, охолодження «випотівання». Лопатку виготовляють спіканням із порошку жароміцного матеріалу таким чином, що її стінки виявляються досить пористими. Охолоджувач (вода або інша рідина з високою температурою кипіння), що просочується (під тиском) через пори на поверхню, випаровується, відбираючи тепло від стінок. При цьому над поверхнею лопатки утворюється шар пари, що захищає стінку від гарячих газів.

Охолодження лопаток шляхом відведення тепла в обід диска є найпростішим способом, проте ефективність його залежить від типу замка кріплення лопатки та теплопровідності матеріалу лопатки.

Типи кріплення робочих лопаток

Штифтовий і циліндричний замки (рис. 2, а, б) лопаток ГТД в даний час не знаходять застосування, так як вони збільшують вагу конструкції і значно послаблюють обід диска, хоча сприяють хорошему відводу тепла від лопатки в диск.

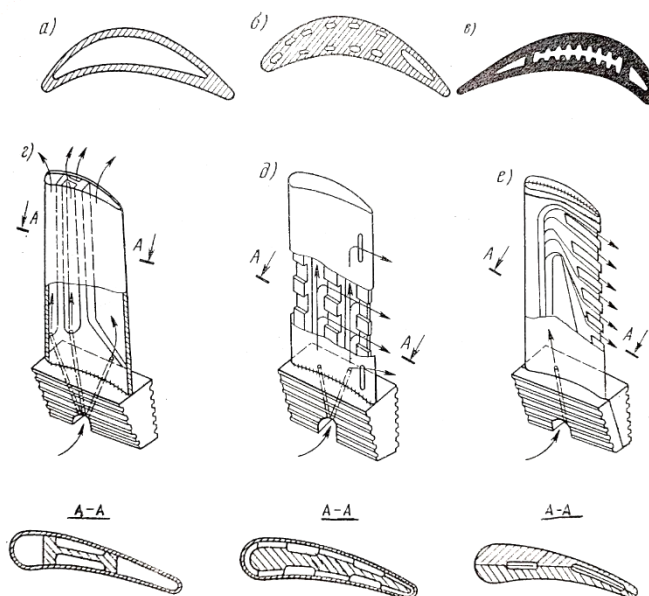


Рис. 1. Робочі лопатки, що охолоджуються (поперечні перерізи)

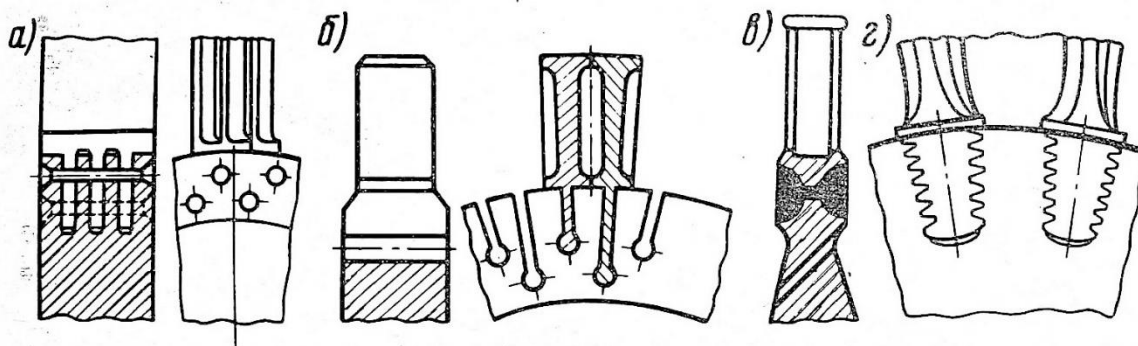


Рис. 2. Типи кріплення робочих лопаток

Кріплення лопаток за допомогою зварювання (рис. 2, в) також не поширене, оскільки не допускає заміни лопаток в умовах експлуатації і вимагає складного обладнання для організації процесу зварювання (паяння).

На сучасних турбінах ГТД для кріплення лопаток до дисків застосовуються «ялинкові» замки (рис. 2, г). Переваги:

- мала вага;
 - можливість розміщення великої кількості лопаток;
 - свобода температурного розширення найбільш нагрітої частини диска біля обода, завдяки чому температурні напруги в лопатці усуваються, а в обід диску зменшуються;
 - вільна посадка лопатки в диск має місце лише за невеликої величини відцентрової сили. Вже на малій швидкості обертання лопатка самовстановлюється в замку так, що напруга вигину від відцентрових сил виявляється мінімальною;
 - можливість гасіння коливань лопатки;
 - можливість охолодження замка продуванням повітря через зазори;
 - легка заміна ушкоджених лопаток.
- Недоліки:
- погане відведення тепла від лопатки в диск;
 - велика концентрація напруг, що може призводити до появи втомних тріщин;
 - необхідний високий ступінь точності обробки.

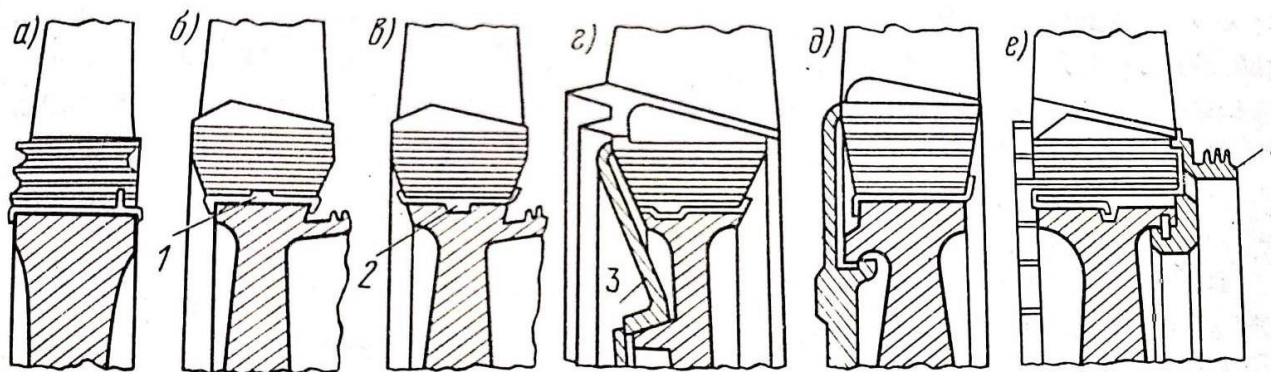


Рис. 3. Способи осьової фіксації робочих лопаток

Осьова фіксація лопаток в пазу обода здійснюється легкознімними фіксуючими пластинками з виступами 1, 2 (рис. 3). Як фіксуючий упор застосовують спеціальні пази в хвостовику лопатки (рис. 3, а, б) або диска (рис. 3, в, г, е), дефлектори (рис. 3, г, д) і кільця, що встановлюються на обід, з лабіринтною нарізкою (рис. 3, е). Крім упору в дефлектор або лабіринтне кільце, обов'язково використовують пластинчастий замок, вусики якого відгинають на диск або замок.

5. Конструкція дисків і валів турбін.

Диски служать для розміщення робочих лопаток і передач з них на вал крутного моменту та осьової сили. Основні елементи диска: обод, полотно, ступиця.

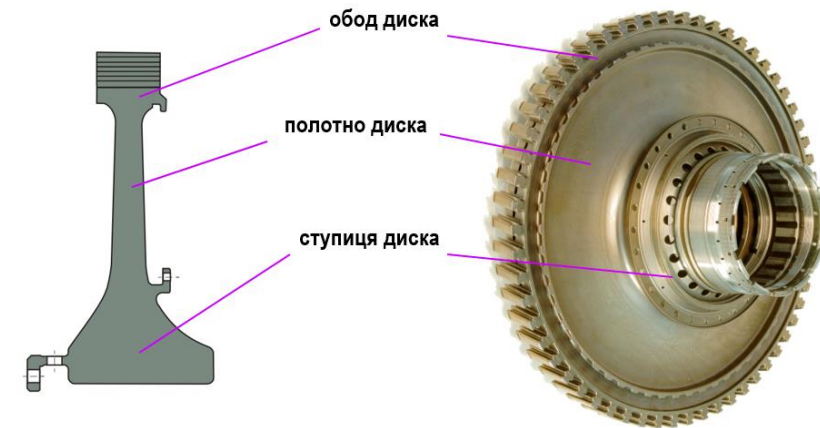


Рис. 4. Основні елементи диска

Диски бувають цілісні одновінкові (рис. 5, а), двовінкові (рис. 5, б) і складові (рис. 5, в). Найбільше застосування отримали одновінкові цільні диски як найпростіші надійні та легкі. У перерізі обід виконується прямокутним, трапецієподібним (що звужується до периферії або центру диска) або у вигляді комбінації цих форм.

Для розвантаження диска від згинальних моментів, створюваних газовими силами, центр ваги обода диска зміщують щодо осі симетрії течії диска у напрямку потоку.

Диски мають найбільшу товщину у центрі.

На дисках роблять фланці чи розвинені бурти для з'єднання з валом чи між собою. При необхідності на дисках передбачають кільцеві виступи з буртиками лабіринтного ущільнення, виступи для кріплення дефлекторів, кілець з лабіринтними гребінцями або балансувальних вантажів. У тілі диска іноді виконують отвори для проходу повітря, що охолоджує. Проте наявність отворів небажано, оскільки є концентраторами напруг і послаблюють диск.

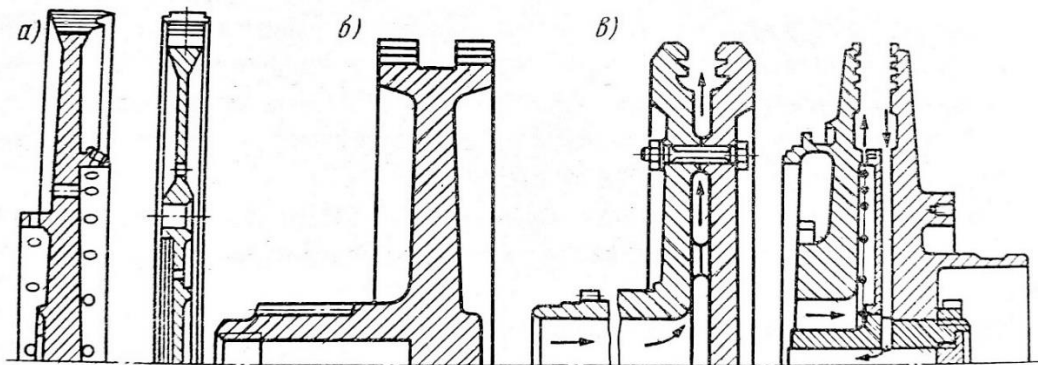


Рис. 5. Диски турбін

6. З'єднання дисків між собою з валом.

Вузли з'єднання диска з валом та дисків між собою повинні:

- володіти малою вагою і надійно передавати момент, що крутить, осьову силу і всі інші діючі навантаження;
- зберігати центрування і балансування ротора в гарячому і холодному станах у процесі роботи і не допускати прогинів (володіти великою жорсткістю);
- забезпечувати мінімальне нагрівання підшипника теплом, що передається

валу диском;

- бути технологічними у виробництві та простими при розбиранні та складанні зі збереженням балансування при повторному складанні.

Нерозбірні з'єднання дисків із валом.

До нерозбірних відносяться:

конструкції, в яких диск виконується *заодно з валом* або вони з'єднуються між собою *зварюванням*. Такі конструкції знаходять застосування в малогабаритних ГТД та повітряних турбостартерах через простоту конструкції і малої маси. В маршових двигунах їх застосування обмежене низькою ремонтної технологічністю, підвищеним тепловідведенням в вал, а при використанні зварювання - вимогами до її високої надійності.

пресове з'єднання (рис. 6). В цьому випадку нагрітий диск зі своїм буртом з циліндричною центрувальною поверхнею зчленується з фланцем вала. Потім в спільно оброблені радіальні отвори встановлюють з натягом штифти, які завальцьовуються і фіксуються від випадання під дією відцентрових сил спеціальним кільцем. В подібному з'єднанні осьові сили і крутний момент передаються як силами тертя, виникаючими на циліндричній поверхні, так і радіальними штифтами; вони ж забезпечують взаємну центрівку зчленованих деталей.

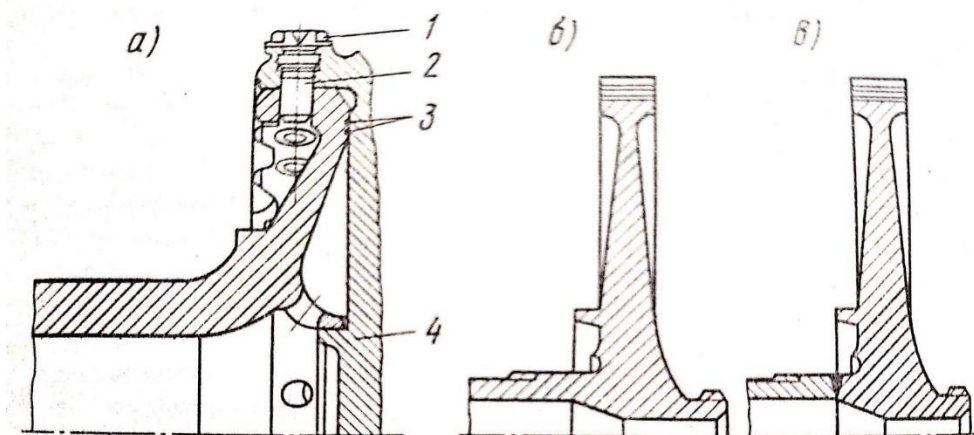


Рис.6 Нерозбірні з'єднання дисків із валом:

а - пресове з'єднання диска турбіни з валом з двома поясами центрування; *б*-диск з валом виконані на одне ціле; *в*-вал приварений до фланця на диску

Розбірні з'єднання дисків з валом

- *фланцеві з'єднання за допомогою гвинтів, болтів та шпильок*. Передача крутного моменту здійснюється або за рахунок сил тертя по поверхні контакту диска з фланцем вала, або за рахунок роботи на зріз призонних втулок або болтів. Переваги: прості у виробництві, забезпечують легкість складання та розбирання. Недоліки: велике відведення тепла від диска до вала, ослаблення диска отворами та ослаблення стику через витяжку гвинтів (болтів), що працюють при високих температурах.

- *за допомогою осьових шліців і болтів*, в якому момент, що крутить, від диска 4 (рис. 7, а) до вала 1 передається шліцами 3, виконаними на фланцях вала і диска. Болти 2 служать у цьому з'єднанні лише передачі осьових зусиль.

Переваги: отвори під болти, виконані у винесеному фланці диска, не послаблюють диск турбіни. Недоліки: небажане збільшення відстані від підшипника до центру ваги консольно розташованого диска, при витяжці болтів відбувається розкриття стику та втрата жорсткості.

- за допомогою шліцьових муфт (рис. 7, б). Передача крутного моменту здійснюється шліцями муфти та хвостовика диска, а також за рахунок сил тертя між конусами 7, хвостовиком диска та шліцьовою муфтою. Осьова сила сприймається гайкою 9 і силами тертя по конічних поверхнях. Переваги: зменшена передача тепла від диска до валу, посадкова поверхня підшипника наближена до центру ваги ротора турбіни.

- за допомогою центрального стяжного болта 11 (рис. 7, в).

Нерозбірні з'єднання дисків між собою.

за допомогою силового кільця 4 (рис. 8, а) і радіальних штифтів 1, 3. Кільце встановлюють на кільцеві бурти дисків з натягом і скріплюють з ними радіальними штифтами, які також ставлять з натягом в спільно оброблені отвори в сполучаються елементи з'єднання. Осьові зусилля і крутний момент від диска II ступеня на диск I ступеня передається силами тертя між силовим кільцем і дисками, а також радіальними штифтами, що працюють на зріз. Переваги: велика міцність і жорсткість при порівняно великій відстані між робочими колесами турбіни і є простим у виробництві, виключається ослаблення диска отворами. Недоліки: при нагріванні дисків та витяжці їх під дією відцентрових сил зменшується натяг по поверхні стику, а при тривалій роботі утворюється зазор, що знижує жорсткість з'єднання.

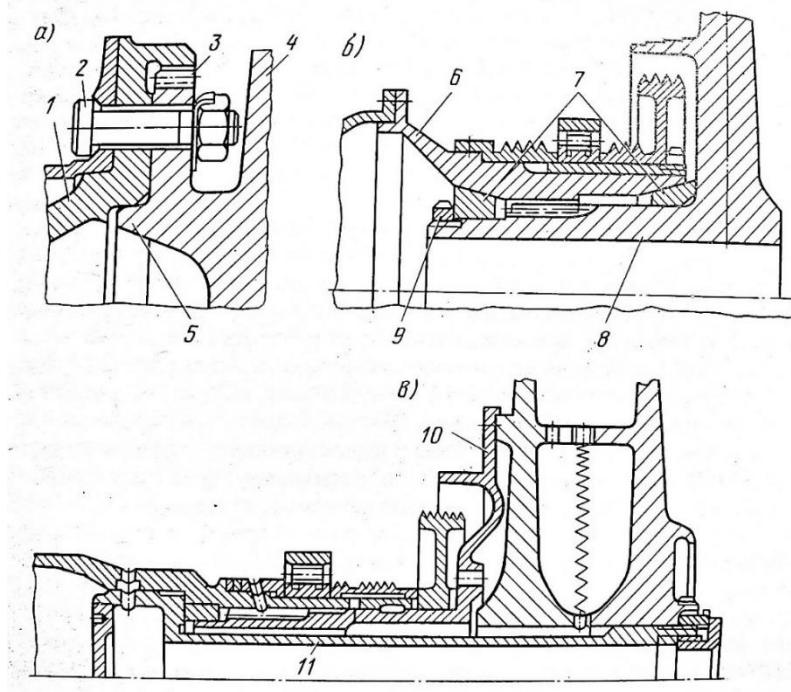


Рис. 7. Розбірні з'єднання дисків з валом:

а - за допомогою осьових шліців і болтів; б-за допомогою шліцьової муфти; в - за допомогою стяжного болта

за допомогою розвинених кільцевих буртів та радіальних штифтів 7 (див. рис. 8, б). При невеликій відстані між дисками. При цьому бурт диска II ступеня

охоплює борт диска I ступеня.

шляхом застосування шовного зварювання кільцевих бортів дисків або приварювання до дисків силового кільця.

Розбірні з'єднання дисків між собою

застосовуються ширше, ніж нерозбірні, особливо багатоступінчастих турбінах.

- за допомогою осесиметрично рівномірно розташованих шпильок (болтів) 1 (див. рис. 9) і призонних втулок. Набуло широкого поширення. Шпильки вільно встановлюються в отвори, зроблені в кільцевих буртах дисків, і диски стягують між собою. Вони навантажуються тільки зусиллями, що розтягують. Крутний момент передається призонними втулками, що працюють на зріз, та силами тертя. Втулки встановлюють із натягом.

- у розбірному роторі з центральною стяжкою (див. рис. 7, в) передача крутного моменту та надійне центрування забезпечуються торцевими (радіальними) трикутними шліцами, зробленими на кільцевих буртах дисків. Осьові сили в цьому з'єднанні сприймає центральний стяжний болт і передає їх на вал. При передачі крутного моменту через трикутні шліци виникає додаткова осьова сила, що навантажує стяжний болт, що є недоліком цього з'єднання.

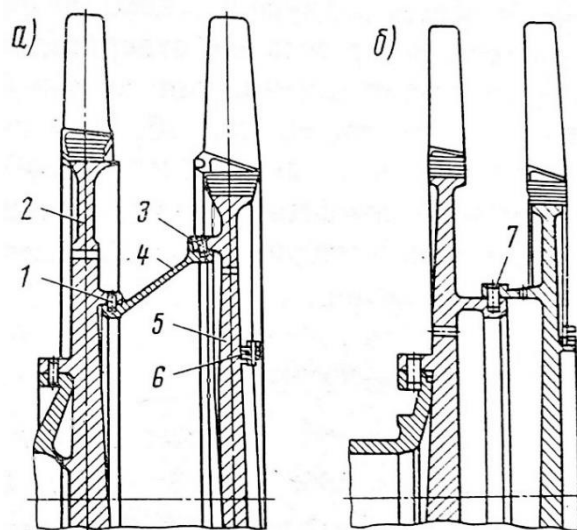


Рис.8. Нерозбірні з'єднання дисків між собою:

a-за допомогою силового кільця; *б* - за допомогою кільцевих бортів; 1, 3 - радіальні штифти; 2,5 - диски; 4 - силоне кільце; 6 - балансувальний болт; 7 - штифт

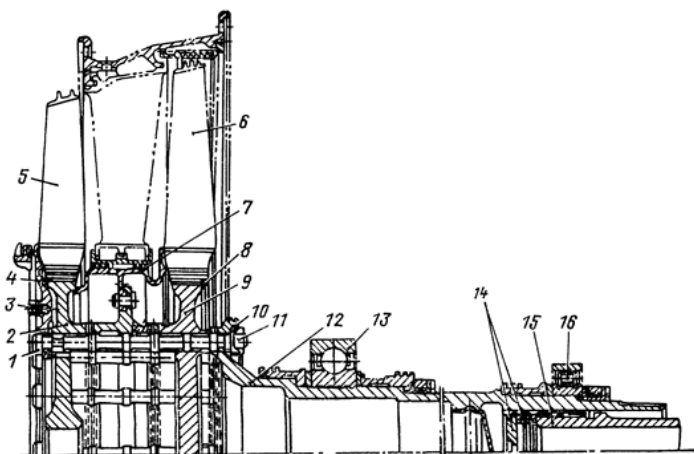


Рис. 9. Вільна турбіна (розріз верхньої частини):

1 - болт стяжний; 2 - диск робочого колеса I ступеня; 3 - гвинт; 4 та 7-лабіринти; 5-робоча лопатка I ступеня; 6-робоча лопатка II ступеня; 8 - кільце стопорне; 9 - диск робочого колеса II ступеня; 10 - замок; 11-гайка; 12 - вал ротора; 13 - кульковий підшипник; 14 - ексцентрикові шайби; 15 - ресора; 16-роликовий підшипник

7. Сили, діючі на ротор і викликаємі ними напруги.

На лопатки турбіни періодично діють сили тиску газового потоку, що змінюються по колу, які викликають їх вимушені коливання.

Окрім статичних та динамічних навантажень на робочі лопатки турбіни діє висока температура газу, що змінюється при зміні режиму роботи. Надзвичайно велику небезпеку для лопаток турбіни представляє різка зміна температури газу, що підвищує нерівномірність нагріву пера по висоті і поява додаткових напруг в матеріалі лопаток.

Під час роботи двигуна робочі лопатки піддаються дії значних відцентрових сил, які пропорційні масі частини пера лопатки, розташованої вище аналізованого перерізу, відстані від осі обертання до центру маси і квадрату кутової швидкості. Відцентрові сили, що діють на кореневе переріз лопаток турбіни компресора, становлять приблизно 25 000... 35 000 Н. Відцентрові сили викликають у матеріалі лопаток крім напруг розтягування ще й незначні напруги скручування та вигину. Дія газового потоку викликає вигин, скручування, вібрації та теплові напруги.

8. Статор турбіни, його призначення і елементи. Конструкція корпусу.

Статори турбін складаються з корпусів із закріпленими в них сопловими апаратами.

Корпус турбіни є зовнішньою стінкою проточної частини та входить до силової системи двигуна. Він являє собою циліндричну або конічну оболонку, що забезпечує розміщення та кріплення соплових апаратів та силовий зв'язок з камерою згоряння та вихідним пристроєм.

Корпус турбіни зазвичай виконується складовим. У багатоступінчастій турбіні складовими частинами є зовнішні корпуси соплових апаратів 8, 10 (див. рис. 70). Зазвичай роз'єми корпусу роблять перпендикулярно до осі. Силкові елементи корпусу підшипника можуть бути захищені подвійними або одиночними екранами, між якими продувається холодне повітря.

9. Конструкція соплових апаратів.

Основними елементами соплових апаратів є соплові лопатки, зовнішні та внутрішні бандажні кільця. Соплові лопатки розміщуються на бандажних кільцях, утворюючи кільцеву решітку. Внутрішні та зовнішні бандажні кільця обмежують кільцевий канал проточної частини турбіни. У деяких конструкціях рати зовнішнього кільця бандажного виконує корпус турбіни.

Лопатки можуть бути з полицями, цапфами, вушками, суцільними або порожнистими (для охолодження повітрям, зменшення ваги та скорочення витрати матеріалу).

У разі двоопорного кріплення зусилля з лопатки передаються як на зовнішнє кільце, так і на внутрішнє (рис. 10).

Консольне кріплення (рис. 11), при якому зусилля лопаток передається

тільки на одне бандажне кільце (зазвичай зовнішнє, жорстко пов'язане з корпусом двигуна), застосовується в соплових апаратах другого та наступних ступенів, де здійснити жорсткий зв'язок внутрішнього бандажного кільця з корпусом двигуна неможливо.

Двохпірне та консольне кріплення лопаток виконують у вигляді розбірного або нерозбірного з'єднання. Відповідно соплові апарати поділяють на розбірні та нерозбірні. Нерозбірні соплові апарати з двоопорним кріпленням лопаток у турбінах ГТД, як правило, не застосовують. Розбірні соплові апарати з двоопорним кріпленням лопаток виконуються або з жорстким закладенням лопаток в одному з бандажних кілець і рухомою опорою в іншому, або з рухомими опорами в обох кільцях бандажних (див. рис. 10, а, б).

І в тому, і в іншому випадку лопатки мають свободу температурного розширення. Жорстке загортання лопаток зазвичай виробляють у зовнішньому бандажному кільці або корпусі турбіни гвинтами, що пропускаються через полицю лопатки (див. рис. 11, б), або за допомогою вуха на полиці лопатки, через яку лопатка кріпиться до фланця корпусу турбіни.

При рухомих опорах в обох бандажних кільцях (плаваючі лопатки) радіальна та осьова фіксація лопаток здійснюються за допомогою:

- 1) черевиків 10, 11 (див. рис. 10, б), які кріпляться радіальними гвинтами до зовнішнього 8 і внутрішнього 12 бандажів;

Цим забезпечується свобода температурного розширення черевика;

- 2) спеціальних просічок, що мають форму профілю лопаток та виконаних у зовнішньому та внутрішньому бандажних кільцях (див. рис. 10, а);

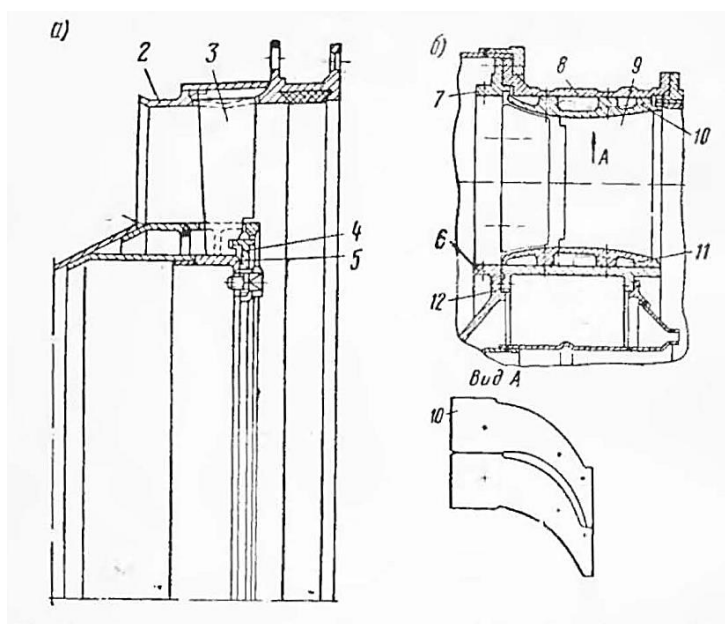
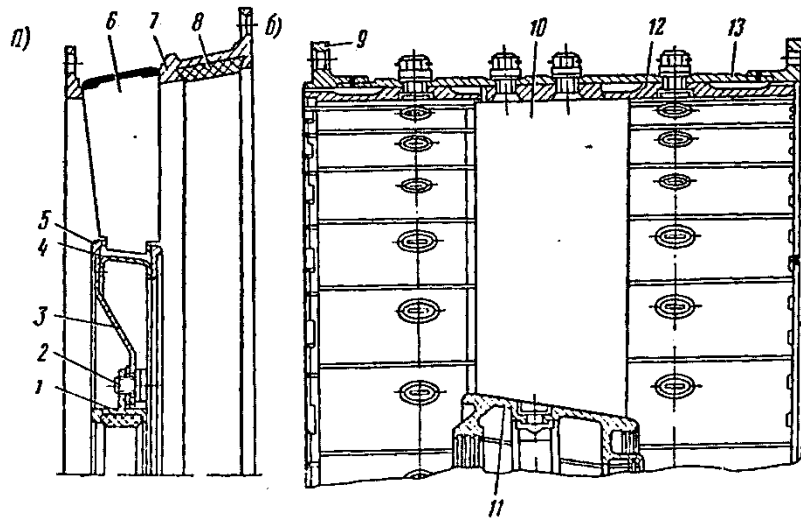


Рис. 10. Соплові апарати з двоопірними «плаваючими» лопатками:

а-сопловий апарат 1 ступеня турбіни; б-кріплення лопаток соплового апарату за допомогою башмаків; 1 -внутрішнє кільце; 2-зовнішнє кільце; Лопатка соплового апарату; 4 - стопорне кільце; 5 — фланець для кріплення стопорного кільця; 6 внутрішнє кільце; 7- зовнішнє кільце; 8- зовнішній бандаж; 9 - лопатка; 10 - зовнішній башмак; 11- внутрішній башмак; 12-внутрішній бандаж

Рис. 11. Соплові апарати



а - нерозбірний; б - з консольним кріпленням лопаток: 1- кільце ущільнювача; 2 - болт кріплення кільця ущільнювача до діафрагми; 3 діафрагма; 4- кільце ущільнювача; 5 - внутрішнє кільце; 6 - лопатка; 7 - зовнішнє кільце; 8 - металокерамічна вставка; 9-корпус соплового апарату; 10 - лопатка; 11 - черевик; 12-сектор бандажа; 13 - прокладка

3) косих пазів у зовнішньому та внутрішньому корпусах СА, в які лопатки входять своїми полицями з радіальним зазором, що забезпечує свободу температурного розширення.

Радіальна фіксація плаваючих лопаток здійснюється або упором лопатки в стінку корпусу (див. рис. 10, б), або за допомогою стопорного кільця 4 (див. рис. 10, а), виступ якого входить у спеціальні вирізи А (див. рис. 81) у лопатках, фіксуючи їх все одночасно.

Соплові апарати з консольним кріпленням лопаток також можуть бути нерозбірні та розбірні. Лопатки нерозбірного СА можуть кріпитися до корпусу турбіни шовним зварюванням (див. Рис. 11. а).

Нерозбірні соплові апарати можуть бути також клепаними та литими. Литі соплові апарати застосовують зазвичай у допоміжних ГТД. Для забезпечення свободи температурного розширення лопаток внутрішнє кільце бандажне роблять розрізним.

8. Сили, діючі на статор.

Корпус турбіни навантажується моментом, що крутить, і осьовою силою від соплових апаратів і вихідного пристрою, внутрішнім надлишковим тиском, а також піддається дії вібраційних навантажень.

Нерівномірне нагрівання корпусу по товщині, і особливо по колу, призводить до його деформацій, місцевих зменшенням радіальних зазорів, а часом і до зачеплення робочих лопаток за корпус і лабіринтних гребінців за лабіринтне кільце.

Сопловий апарат працює у досить важких умовах. Ці умови

характеризуються таким:

- великими осьовими та окружними зусиллями, що діють на лопатки;
- високими швидкостями потоку газу, які досягають 500-600 м/сек;
- омиванням деталей СА потоком газу, нагрітим до температури 900-1100 °С і містить у собі надлишковий кисень, що сприяє виникненню газової корозії.

9. Радіальні та осьові зазори і ущільнення проточної частини турбіни.

Охолодження деталей турбін.

Управління радіальними зазорами

Цілями при управлінні зазорами турбіни є:

- забезпечення мінімально можливого робочого зазору на основному робочому режимі, що забезпечує максимальний к.к.д. турбіни;
- виключення неприйняттого зносу корпусу і особливо ротора при можливому контакті на перехідних режимах.

Управління радіальними зазорами здійснюється наступними способами:

- пасивне регулювання радіальних зазорів;
- конструктивне забезпечення мінімального зносу деталей ротора під час експлуатації;
- активне регулювання радіальних зазорів.

Пасивне управління радіальними зазорами засноване на виборі матеріалів і конструкції ротора і статора турбіни, що забезпечують мінімальне відносне переміщення. Конструктивні заходи з управління радіальними зазорами турбіни в основному полягають у збільшенні теплової інерційності корпусу турбіни:

- застосування двошарового корпусу;
- введення двох областей концентрації маси (фланців) зі спеціальним їх охолодженням на зовнішньому корпусі;

Конструктивне забезпечення мінімальних радіальних зазорів: сполучені з ротором деталі корпусу роблять з м'якого матеріалу або покривають їх таким матеріалом. Для суцільного плоского торця лопатки використовується наплавка або напайка частинок абразивного матеріалу, який працює спільно зі вставками (в корпусі) з припрацьовуваного матеріалу. Локальна приробітку м'якого керамічного матеріалу (що наноситься на вставки в корпусі) дозволяє зберегти торець робочої лопатки і, відповідно, радіальний зазор.

Активне регулювання зазорів призначене для зменшення неузгодженості темпів прогріву роторних і статорних частин турбіни за рахунок керування теплової інерційністю статора за допомогою керованого його охолодження (управління витратою охолоджуючого повітря на корпус).

Ущільнення між ротором і статором

Лабіринтові ущільнення (ЛУ) традиційний вид ущільнення між ротором і статором. Обертовому роторному лабіринту зазвичай протистоїть припрацьоване статорне покриття (и або керамічне покриття). (рис.12).

Прирабативала керамічне покриття в проточній частині ТГД застосоване на розрізних вставках над робочими лопатками, які працюють в середовищі газу.

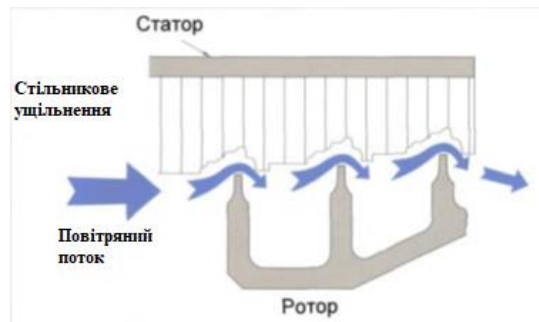


Рис. 12 Лабіринтне ущільнення

Щіткові ущільнення ЩУ (рис.13) являють собою пучки дроту з дуже твердого сплаву (наприклад, на основі кобальту).

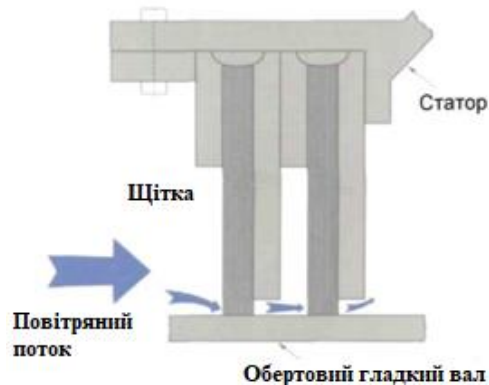


Рис. 13 Щіткове ущільнення

10. Матеріали, що використовуються для виготовлення деталей турбін.

В 1960-х роках у вітчизняному двигунобудівництві широке застосування для дисків турбін отримали сплави на нікелевій основі EI437БУ-ВД (покращений, вакуумно-дугової виплавки) і EI698ВД. Ці диски вироблялися традиційним методом деформації із злитків (двигуни Д-30, Д-30КУ / КП, НК-8 та інші). Внаслідок великого (до 80%) вмісту нікелю, вартість цих сплавів досить висока.

За кордоном в цей період найбільшого поширення отримав сплав IN718. Максимальна температура застосування для згаданих сплавів становить 600-650°C.

Наступним поколінням вітчизняних дискових сплавів стали високоміцні нікелеві сплави ЕП742ІД, ЕК79У, ЕК151ІД, ЕП962.

Для вирішення даної проблеми розроблено унікальну технологію одержання заготовок для дисків методом металургії гранул (порошкової металургії). Можливість реалізації високих властивостей матеріалу в поєднанні з істотною економією матеріалу за рахунок зниження ваги заготовки (до 35% в порівнянні з вагою традиційної заготовки) привела до широкого використання гранульних (порошкових) сплавів для дисків турбін.

Успішно експлуатуються диски з ЕП741НП в турбінах двигунів РД-33 і ПС-90А, а зі сплаву з найбільш високими характеристиками - ЕП962П - виготовленні диски для експериментального двигуна АЛ-41Ф.

За кордоном застосовуються гранульні сплави IN100, RENE95, MERL 76 (двигуни V2500, PW2000), які можна віднести до сплавів першого покоління.

Сплав R88DT (використовуваний в ТГД двигуна GE90) можна віднести до

сплавів 2 покоління. R88DT володіє вищим (ніж у сплавів першого покоління), опором повзучості (приблизно на 30-50°C), більш високими короткочасними міцністю і тріщиностійкістю.

Для лиття соплових і робочих лопаток з 1960-х років застосовуються нікелеві сплави ЖС-6К, ЖС-6Ф, ЖС-6УВІ. Величезний прогрес в параметрах лопаток турбіни досягнутий з впровадженням в практику сплавів з направленою кристалізацією і монокристалічних сплавів. Основна ідея сплаву з направленою кристалізацією полягає у ліквідації кордонів між зернами, перпендикулярних напрямку відцентрових сил. Тобто виключення можливостей для повзучості і руйнування на кордонах зерен. Монокристалічна деталь взагалі не має меж зерен, тому вона має оптимальні характеристики міцності.

Металеві покриття (що складаються з декількох компонентів) захищають основний метал лопатки від окислення і корозії і є головним засобом забезпечення працездатності лопаток в агресивному робочому середовищі.

Теплозахисні (керамічні) покриття (ТЗП) забезпечують зменшення теплового потоку в деталі за рахунок зменшеної теплопровідності захисного шару.

В даний час корпуса турбін виготовляють зі сплавів ЕП609, ЕП648-ВІ, ЕІ437Б, ЕП718-ІД. Для нанесення на вставки застосовуються керамічні матеріали ущільнювачів типу NiCr + ZrO.