

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

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни «Газотурбінний двигун»  
обов'язкових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**272 Авіаційний транспорт**  
**Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів**

**за темою №2 - Вхідні пристрої та компресори**

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

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

**СХВАЛЕНО**

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

**ПОГОДЖЕНО**

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

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023 № 1

**Розробник:**

*1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, викладач-спеціаліст Самохліб Олександр 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 вимоги до входних пристроїв та компресорів.

#### Рекомендована література:

##### Основна література:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2012. 477 с.
2. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2011. 1024 с.
3. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
4. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8Т. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 250 с.

##### Інформаційні ресурси в Інтернеті:

1. [http://eir.zntu.edu.ua/bitstream/123456789/8204/1/NP\\_Artyukh.pdf](http://eir.zntu.edu.ua/bitstream/123456789/8204/1/NP_Artyukh.pdf)

## Текст лекції

### 1. Призначення і вимоги до входних пристроїв

Вхідні пристрої, призначені для підведення до двигуна потрібного кількості повітря та підвищення його тиску, можуть бути або складовою частиною двигуна, або частиною конструкції повітряного судна.

Вхідні пристрої повинні забезпечувати:

- Можливо більші значення коефіцієнта збереження повного тиску;
- Мале зовнішній опір;
- Достатню рівномірність потоку на вході в компресор;
- Стійку й надійну роботу двигуна на всіх режимах польоту і роботи двигунів.

Підвищення тиску відбувається частково у входному пристрої і частково в компресорі.

Принцип дії повітрязабірника полягає в наступному. Літак переміщається щодо повітряного потоку зі швидкістю  $V$ , значить і потік переміщається щодо двигуна з цією ж швидкістю. Якщо потік гальмувати, кінетична енергія його буде зменшуватися, що супроводжуватиметься підвищенням тиску і температури повітря.

Збільшення швидкостей польоту літаків призвело до підвищення ролі вхідних пристроїв. При дозвукових швидкостях польоту стиснення повітря в двигуні здійснювалося в основному компресором, а підвищення тиску від швидкісного напору було невелике. Головними завданнями вхідних пристроїв в цьому випадку були подача повітря до двигуна з малими втратами і одержання на вході в компресор рівномірних полів і швидкостей, необхідних для забезпечення його стійкої роботи.

З переходом на надзвукові швидкості польоту стало можливим значне

підвищення тиску повітря у вхідному пристрої за рахунок використання швидкісного напору. Але разом з цим газодинамічні процеси у вхідних пристроях істотно ускладнилися і стали більш значно впливати на тягу і економічність силової установки і, що особливо важливо, на її стійку роботу.

Вплив на неї числа  $M$  польоту дуже велике і при збільшенні швидкості польоту роль повітрозабірника в загальному стисканні повітря сильно зростає: при  $M$  польоту більше 4 ступінь стиснення настільки велика, що ефективна робота двигуна може бути досягнута без стиснення повітря в компресорі.

Ефективність гальмування повітря у вхідному пристрої визначається втратами тиску повітря при гальмуванні потоку і втратами, зумовленими тертям повітря об стінки вхідного пристрою і каналів, що підводять повітря до двигуна.

Через гідравлічних втрат у вхідному пристрої тиск перед компресором менше повного тиску в набігає потоці. Газодинамічне досконалість вхідного пристрою характеризується не величиною втрат, а коефіцієнтом збереження повного тиску. Чим більше втрати, тим менше величина цього коефіцієнта.

Коефіцієнт збереження повного тиску оцінює газодинамічні втрати в процесі гальмування повітряного потоку. Він являє собою відношення повного тиску за вхідним пристроєм (на вході в двигун) до повному тиску повітря в набігає потоці, тобто  $\eta_{\text{ВХ}} = p_{\text{В}}^* / p_{\text{Н}}^*$

Чим вище коефіцієнт збереження повного тиску, тим більше при заданому режимі польоту ступінь підвищення тиску повітря у вхідному пристрої.

В даний час отримані вельми високі коефіцієнти збереження повного тиску 0,97-0,98.

Зменшення коефіцієнта збереження повного тиску призводить до зменшення тиску на вході в компресор, зниженню тяги, зменшенню витрати повітря, а також до збільшення питомої витрати палива і маси силової установки. Так, зниження тиску на вході в компресор при  $M = 2,5$  на 30% призводить до зменшення тяги двигуна на 45% і до збільшення питомої витрати палива на 15%. Тому одним з найважливіших вимог, пред'являємих до вхідних пристроїв, є забезпечення підведення повітря з можливо великим значенням коефіцієнта збереження повного тиску.

Коефіцієнт лобового опору вхідного пристрою, подібно коефіцієнту лобового опору, він розглядався в аеродинаміці, визначається по формулі

$$c = X / q * F,$$

де  $X$  - сумарне зовнішнє опір вхідного пристрою;

$q$  - швидкісний напір ( $q = V^2 / 2$ );

$F$  - площа міделя повітрозабірника.

Сумарне зовнішнє опір вхідного пристрою складається з опору обичайки, додаткового опору і опору коштів перепуску повітря. На надзвукових швидкостях польоту і при нерозрахованих режимах роботи повітрозабірника воно може становити 20-30% від внутрішньої тяги двигуна, що і робить вкрай важливим прийняття всіх можливих заходів для його зниження.

Коефіцієнт витрати характеризують продуктивність вхідного пристрою і визначається як відношення дійсної витрати повітря через повітрозабірник до

максимально можливого при кожному заданому числі  $M$  польоту:

$$\varphi_{\text{вх}} = G_{\text{в}} / G_{\text{в max}}$$

Збільшення коефіцієнта витрати знижує додатковий опір і в ряді випадків сприяє підвищенню ефективної тяги двигуна.

Умовою спільної роботи повітрозабірника і двигуна є узгодження їх витрат повітря.

Забезпечення стійкої роботи вхідного пристрою є найважливішою вимогою, оскільки пов'язано з умовами надійності роботи силової установки та безпеки польотів.

Пульсації і нерівномірність потоку на виході з повітрозбірника оцінюються за тими ж параметрами, що і на вході в компресор. Джерелами пульсації є турбулентність повітря, нестійкість прикордонного шару, особливо в місцях його взаємодії зі стрибками ущільнення, наявність конструктивних і технологічних уступів в проточній частині і, нарешті, нестійкість течії в самому повітрозбірнику на деяких режимах його роботи. На рівномірність і стаціонарність течії в повітрозбірнику значний вплив мають обурення від поблизу розташованих елементів літального апарату. Рівень нерівномірності поля швидкостей і пульсаційні характеристики (амплітуда і частота пульсацій) потоку на виході з повітрозабірників спеціально нормуються і не повинні перевищувати допустимих значень за умовами стійкої роботи двигуна.

Пильної уваги потребують питання розміщення повітрозабірника на літальному апараті. Це пояснюється тим, що повітрозабірник інтерферує з планером літального апарату і робить вплив на його аеродинамічна якість і підйомну силу, які при правильній компоновці можуть навіть збільшуватися на певних режимах польоту. Навпаки, невдала компоновка повітрозабірника може привести до погіршення аеродинамічних характеристик літального апарату.

З іншого боку, повітряний потік, обурений елементами літального апарату, може мати значну нерівномірність перед входом в повітрозабірник, особливо при еволюціях. В цьому випадку вибір місця розташування повітрозабірника повинен забезпечувати його ефективну роботу в широкому діапазоні кутів атаки і ковзання, значно змінюються в умовах польоту. Утворені при обтіканні поверхонь літального апарату прикордонні шари і вихрові структури не повинні потрапляти всередину повітрозабірника і чинити негативний вплив на його внутрішній процес.

## **2. Призначення і конструктивні елементи компресорів.**

Компресор є одним з основних вузлів ГТД. Він здійснює стиснення повітря перед надходженням його в камеру згоряння. Компресор забезпечує необхідний ступінь підвищення тиску повітря  $\pi_K$  при заданому його витраті  $G_{\text{в}}$ . Компресори складається зі статора і ротора.

## **3. Ротори компресора, їх призначення і типи.**

Ротор – це обертова частина компресора, яка перетворює механічну енергію в енергію тиску потоку повітря. Він включає в себе: робочі лопатки; диски (чи барабан), на яких закріплені робочі лопатки; вал або цапфи, за

допомогою яких ротор опирається через підшипники на силових корпус двигуна; елементи кріплення дисків між собою і дисків з валом або цапфами. За конструкцією застосовують ротори барабанного, дискового і барабанно-дискового (змішаного) типу.

#### **4. Конструктивне виконання і порівняльна характеристика різних типів роторів.**

Ротор барабанного типу (Рис. 3.1, а) являє собою кілька рядів робочих лопаток 1 закріплюються на циліндричному або конічному барабані 2, що представляє собою механічно оброблену поковку з алюмінієвого сплаву, титану або сталі. Дві кришки 3 закривають барабан з торців і мають цапфи, якими ротор спирається на підшипники 4. Крутий момент до кожної ступені передається через стінку барабана.

Достоїнствами ротора барабанного типу є:

- Простота конструкції;
- Низька питома маса;
- Велика згинальна і крутильна жорсткість;
- Висока критична частота обертання;
- Висока вібраційна стійкість.

До недоліків ротора барабанного типу слід віднести:

- Порівняно невисоку несучу здатність барабана;
- Низьку робочу окружну швидкість - не більше 200 м / с.

Ротори барабанного типу для авіаційних двигунів були запозичені з конструкцій компресорів для парових турбін.

Ротор дискового (Рис.3.1, б) типу має з'єднані з валом 6 диски 5, на периферії котрих кріпляться робочі лопатки 1. Диски стягнуті в єдиний пакет гайками, які накручені на вал. Достоїнствами ротора дискового типу є:

- Велика несуча здатність дисків;
- Висока робоча окружна швидкість - до 400 м / с.

Ступеня компресора з дисковими роторами є високонапорними і застосовуються в ГТД з великими ступенями підвищення тиску повітря. Крутий момент до кожної ступені передається через вал. Недоліками ротора дискового типу є:

- Порівняно невелика згинальна і крутильна жорсткість;
- Невисока критична частота обертання;
- Висока питома маса;
- Складність конструкції.

Зниження згинальної жорсткості ротора дискового типу в порівнянні з ротором барабанного типу призводить до зниження критичної частоти. Для підвищення критичного числа оборотів збільшують необхідний перетин валу ротора, але при цьому збільшується і маса компресора.

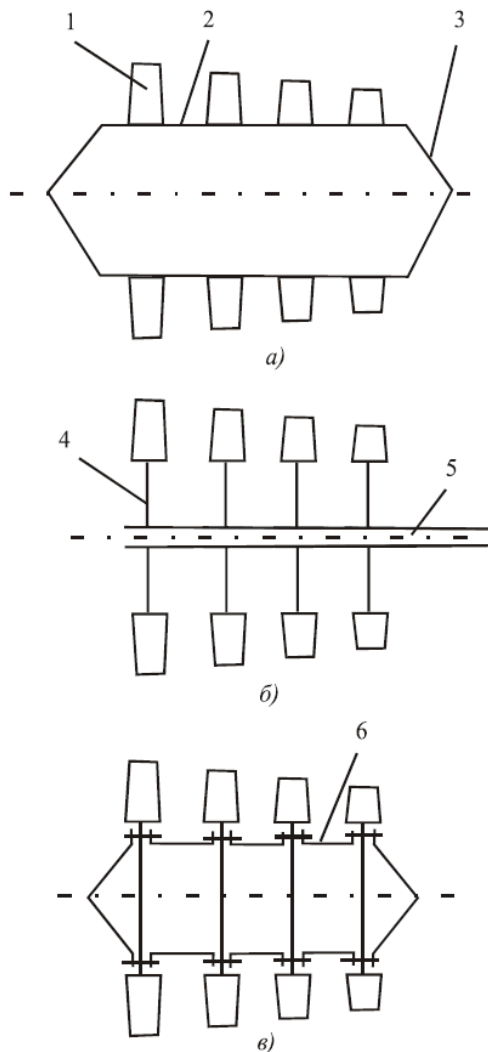


Рис. 3.1 Ротори

Конструкцією, що поєднує в собі переваги роторів барабанного і дискового типу, є ротор змішаного типу (Рис. 3.1, в). В даному випадку окремі секції, що мають диски 5 і барабанні секції 7, з'єднуються між собою. Причому з'єднання робиться на такому радіусі, де окружна швидкість невелика і допускається за умовами міцності барабана.

Достоїнствами ротора барабанно-дискового типу є:

- Порівняно велика жорсткість;
- Висока критична частота обертання;
- Велика несуча здатність дисків;
- Висока робоча окружна швидкість - до 400 м / с.

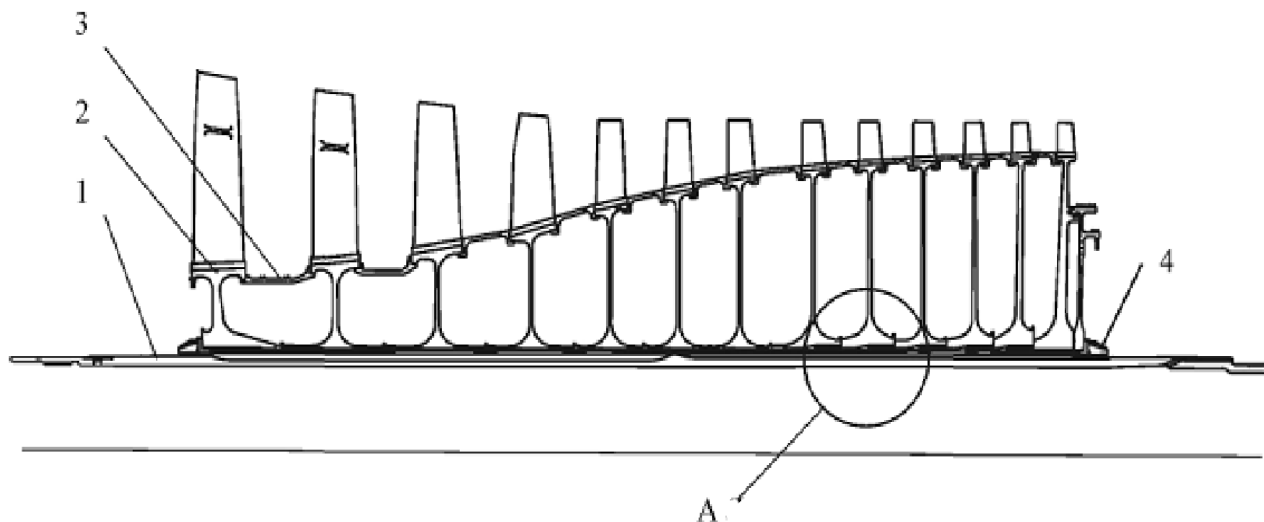
Діапазони робочих частот обертання роторів всіх типів можуть лежати нижче критичної частоти - такий ротор називається «жорстким». Якщо ж робочі частоти більше критичного значення - такий ротор називають «гнучким». Представлені типи роторів бувають як жорсткі, так і гнучкі, залежно від діапазону робочих оборотів.

Розглянемо типові рішення, застосовувані в конструкціях роторів багатоступневих осьових компресорів.

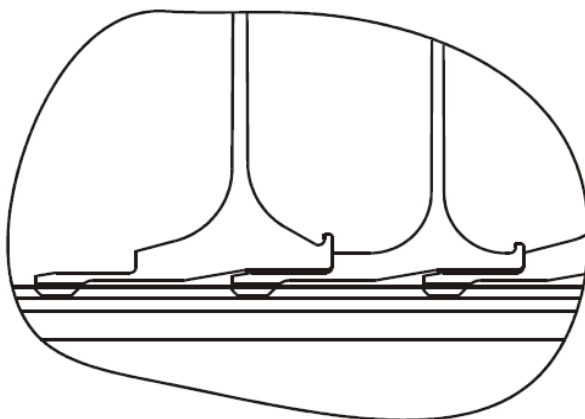
На Рис. 3.2 показаний ротор дискового типу, що складається з вала 1 і розташованих на ньому тринадцяти робочих коліс 2. Між робочими колесами встановлені проміжні кільця 3, створюючи барабан, стягнутий гайками 4 і 5. Передача крутного моменту від вала до дисків і центрування дисків здійснюється шліцями. Для цього, в основному, використовуються шліці двох типів:

- Евольвентні;
- Трапецієподібні.

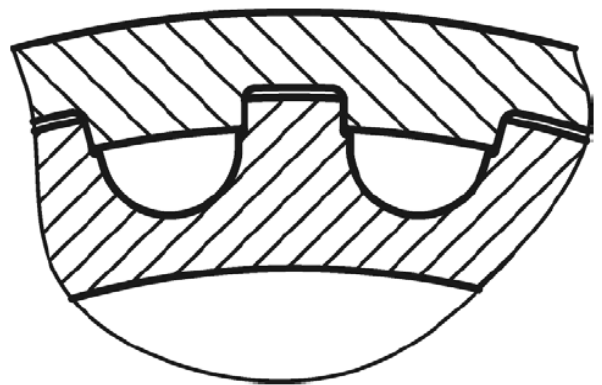
Застосування евольвентних шліців менш поширене, т. к. Краще центрування забезпечують прямокутні шліці (див. Рис. 3.4), де центрування здійснюється по радіальних (бічним) поверхнях. В таких шліцах центрування зберігатиметься незалежно від теплових і силових деформацій маточини.



**Рис. 4.14- Ротор дискового типу з шліцевим валом**  
**1 - вал компресора; 2 - робоче колесо; 3 - проміжне кільце; 4 і 5 - гайки**



**Рис. 3.3**



**Рис.3.4**

*ротора компресора*

Пакет дисків стягнутий на шліцевій ділянці вала з двох сторін гайками 4 і 5



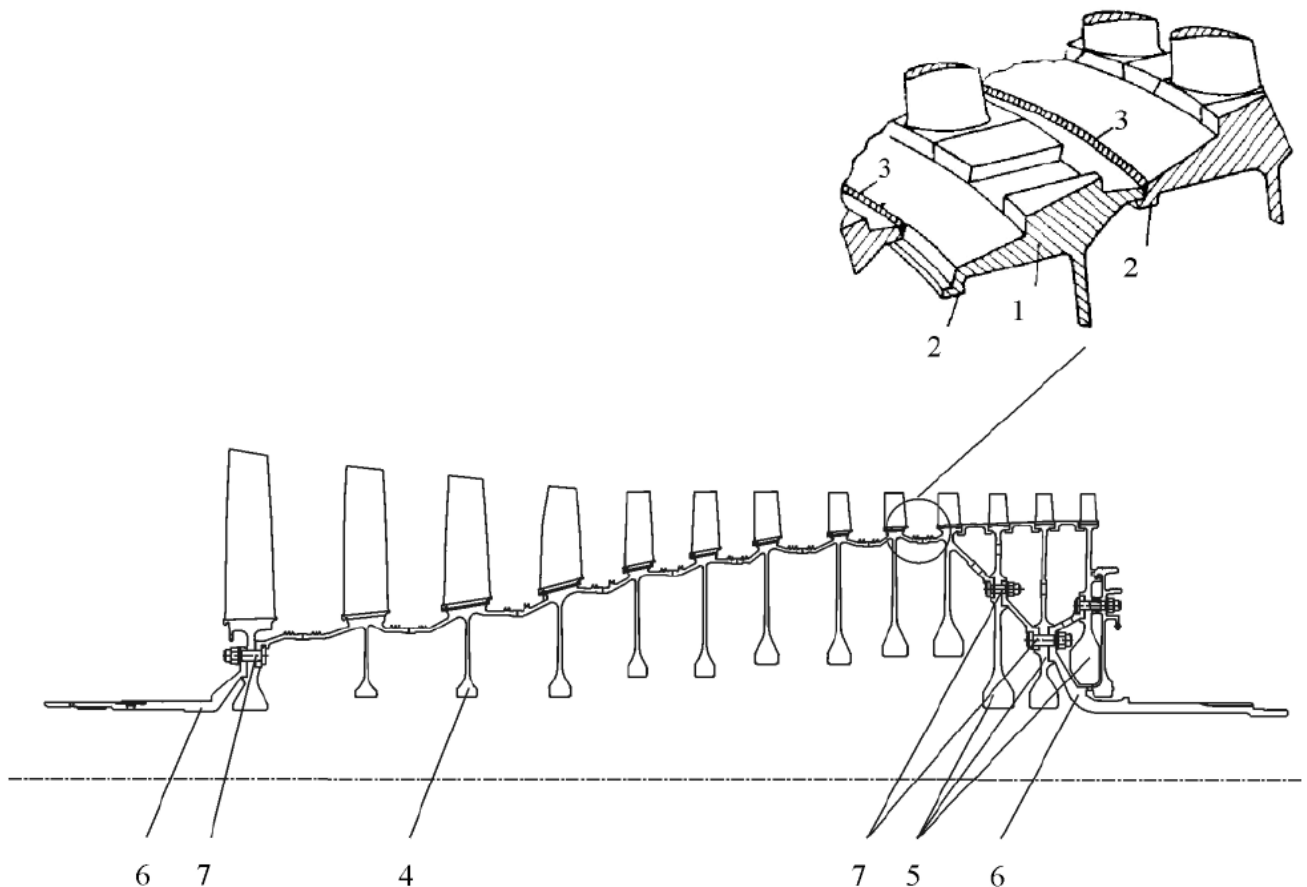
(Рис. 3.2). При цьому монтажне зусилля стяжки пакета дисків вибирається таким чином, щоб при нагріванні ротора в робочих умовах не відбувалося зниження зусилля затягування до нульового значення (не відбувалося «розкриття» ротора).

Для додаткового демпфірування дисків та організації проточної частини між ободами дисків встановлюють проміжні кільця. Це істотно підвищує згинальну жорсткість ротора. Конструкція проміжних кілець чи інших проставних елементів обідної частини ротора залежить від прийнятої при проектуванні форми проточної частини.

Проточна частина по типу поверхонь, що її утворюють може бути двох видів:

- «Гладкою»;

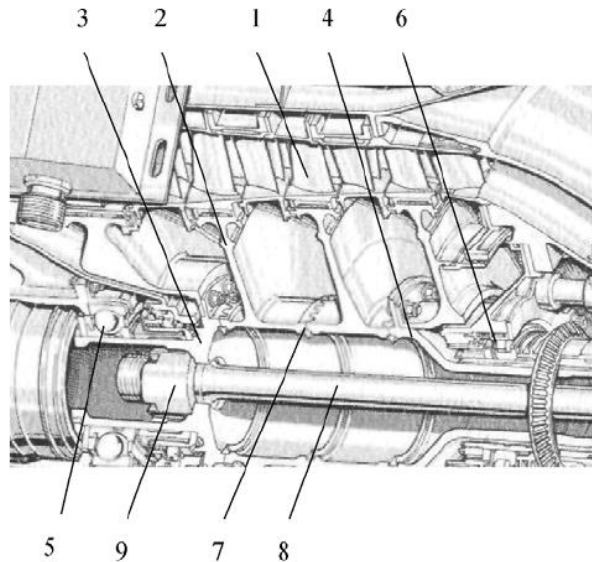
- «Негладкою». Проточна частина називається «гладкою», якщо зовнішні поверхні проміжних кілець і дисків утворюють в меридіональному перерізі плавні лінії без уступів (див. Рис. 3.2). Проточна частина називається «негладкою» якщо на



зовнішній поверхні проміжних кілець є виступаючі або потоплюючі елементи повітряних ущільнень (див. Рис. 3.5)

**Рис. 3.5 - Ротор барабанно-дискового типу зі зварної титанової секцією**

1 - титановий диск компресора; 2 - циліндричний посадковий ділянку; 3 - зварні шви; 4 - зварна титанова секція; 5 - сталевий диск компресора; 6 - цапфа вала; 7 - прізонні болти



**Рис. 3.6 - Ротор компресора двигуна Honeywell TFE731-60**

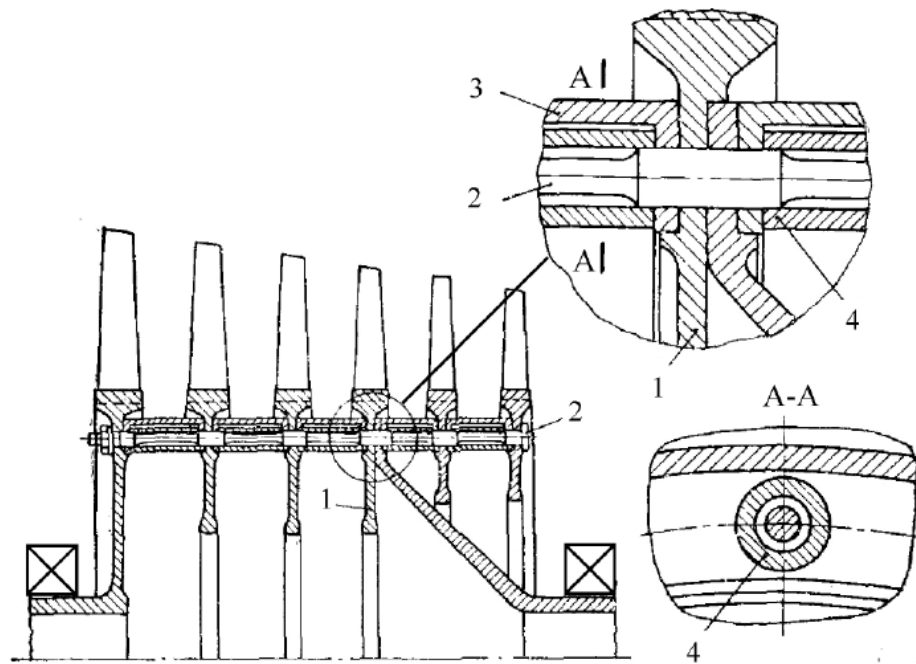
1 - робоча лопатка; 2 - диск компресора; 3 - цапфа передньої опори; 4 - цапфа задньої опори; 5 - шарикопідшипник; 6 - роликпідшипник; 7- торцеві трикутні шліци; 8- центральний стяжний болт; 9 - гайка стяжного болта

Можливі варіанти конструкції ротора без центрального шліцевого вала. На Рис. 3.5 показаний ротор того ж, що і на Рис. 3.2 компресора, але іншого типу - без внутрішнього шліцевого вала. Передні десять дисків з титанового сплаву об'єднані в зварену секцію. Центрування дисків 1 при зборці забезпечується за допомогою циліндричних посадочних ділянок 2, які після зварювання зрізаються. Зварений шов 3 повинен контролюватися, а вся зварна секція дисків повинна бути термооброблена для зняття внутрішніх напружень.

До зварної титанової секції 4 призонними болтами 7 кріпляться сталеві диски останніх ступенів 5 з цапфами 6. Такий ротор має меншу масу і велику поперечну жорсткість, ніж ротор на Рис. 3.2. На практиці застосовуються і інші конструкції роторів компресорів:

- Рис. 3.6 - передача крутного моменту і центрування дисків за допомогою торцевих трикутних шлиців 7, стяжка секцій ротора центральним стяжним болтом 8;

- Рис. 3.7 - передача крутного моменту довгими стяжними болтами 2, скріпними пакет дисків ротора 1; центрування дисків і проставок 3 здійснюється за допомогою циліндричних призонних ділянок на болтах і отворів, виконаних в дисках і проставках, розгорнутих спільно. Одночасне притиснення по стиках здійснюється за допомогою розпірних втулок 4, одягнутих на болти.



**Рис 3.7 - Передача крутного моменту в роторі довгими стяжними болтами**



1 - диск компресора; 2 - стягнутий болт; 3 - кільцеві проставки; 4 - втулка розпору

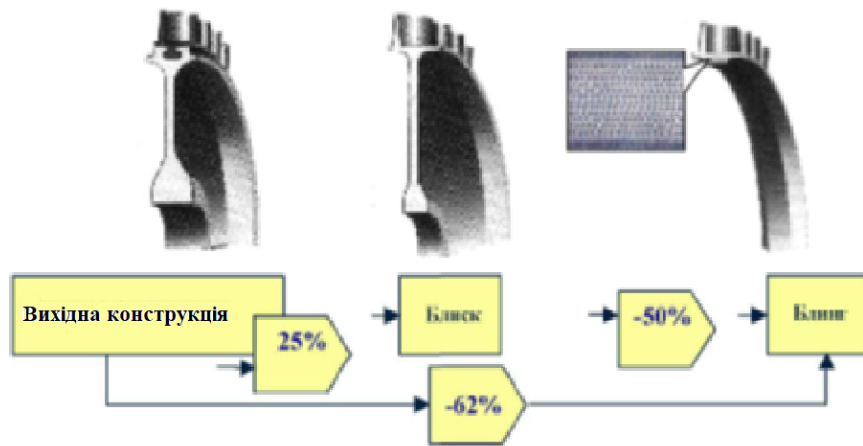
**Рис. 3.8 - Моноколесо (Бліск) осьового компресора**

Однією з головних задач при проектуванні роторів є поєднання мінімальної маси конструкції з максимальним ресурсом і надійністю. Традиційні конструкції роторів на сучасному етапі практично вичерпали свій ресурс в області зниження маси. Єдиним шляхом залишається використання нових легких матеріалів, включаючи інтерметаліди.

Водночас сучасний розвиток технологій різання, дифузійного зварювання

тощо відкрило нові шляхи у вирішенні цього непростого завдання. Так, наприклад, використання в роторі будь-якого типу моноколес (БЛІСКОМ) (див. Рис. 3.8) дозволяє домогтися зниження маси конструкції до 25% від початкового і підвищити критичне число обертів. Моноколесо - це робоче колесо, в якому лопатки виконані з диском за одне ціле.

Подальшим розвитком цієї ідеї є ротори, виготовлені із застосуванням технології «блінг». «Блінг» - це робоче кільце, в якому лопатки виконані з диском за одне ціле (Рис. 3.9). По внутрішній поверхні таке кільце армовано металокомпозитною матрицею, яка підвищує його несучу здатність. Армування проводиться методом дифузійної зварки. Подібна схема виготовлення робочих коліс дозволить на новому етапі розвитку повернутися до конструкції ротора барабанного типу, уникнувши при цьому таких його недоліків, як низька допустима робоча окружна швидкість і порівняно невисока несуча здатність барабана.



**Рис. 3.9 - Зниження маси робочих коліс оптимізацією їх конструкції**