

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Теорія теплових двигунів»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми
першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
272 Авіаційний транспорт
(Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів)

за темою – «Робочі процеси, діючі в основних вузлах ГТД»

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від _____ 2023 р. № ____

СХВАЛЕНО

Методично радою Кременчуцького
льотного коледжу
Протокол від 28.08.2028 р. № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від _____ 2023 р. № ____

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

Розробники: викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки *Яніцький А.А.*

Рецензенти:

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор *Тамаргазін О.А.*

Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ, к.т.н., с.н.с. *Тягній В.Г.*

План лекції

1.Класифікація реактивних двигунів: будова і принцип дії. Ідеальний цикл ТРД. Зміна параметрів стану газу по газоповітряному тракту ТРД. Вимоги до авіадвигунів. Галузь використання ТРД.

2.Вхідний пристрій: призначення, вимоги, типи, основні елементи. Робота дозвукових вхідних пристроїв.

3.Особливості будови і роботи надзвукових вхідних пристроїв. Швидкісна степінь підвищення тиску.

4.Компресор: призначення, вимоги, типи. Степінь підвищення тиску в компресорі. Адіабатична і дійсна робота стиску і повітря в компресорі. Потужність компресора. К.К.Д. компресора.

5.Осьові компресори: будова і принцип дії. Дозвукова ступінь: будова, робота. План швидкостей. Аналіз кінематичних параметрів ступені. Призначення і робота відносно направляючого апарату. Ступінь реактивності ступені. Профілювання лопаток по висоті. Відцентровий компресор: основні елементи і принцип дії. Втрати в компресорі, дії і способи їх зниження.

6.Помпаж компресора: причини виникнення, фізична сутність, зовнішні ознаки і вплив на безпеку польотів. Конструктивні і експлуатаційні міри попередження помпажу.

7.Поняття про характеристики компресора: визначення, зображення, значення.

8.Камера згорання: призначення, вимоги, типи, параметри.

9.Поняття про горіння вуглецеводневих палив. Теоретично необхідна кількість повітря для згорання 1 кг палива. Коефіцієнт надлишку повітря. Організація процесу горіння в камері згорання. Вплив режиму роботи двигуна на процес горіння.

10.Газова турбіна: призначення, типи. Адіабатна і політропічна робота розширення 1 кг газу на турбіні. Потужність турбіни. К.К.Д. турбіни. Будова і принцип дії. Активна і реактивна ступінь турбіни. Ступінь реактивності турбіни. План швидкостей ступені. Робота і К.К.Д. на робочому колесі турбіни. Залежність К.К.Д. від основних факторів (аналіз втрат на РК).

11.Багатоступінчасті турбіни. Профілювання проточної частини турбіни. Характеристика турбін.

12.Вихідний пристрій: призначення, вимоги, типи, параметри. Зміна параметрів стану газу у вихідному пристрої ТРД з нерегульованим соплом.

13.Ефективні показники ТРД. Тягові показники ТРД. Питомі параметри ТРД. Коефіцієнт корисної дії ТРД. Залежність питомих показників ТРД від основних параметрів робочого процесу.

Рекомендована література (основна, допоміжна), інформаційні ресурси в інтернеті

Основна:

1. Царенко А.О. «Модуль 15. Газотурбінний двигун (категорія В1). Конспект лекцій», Кременчук: КЛК, 2013.
2. Терещенко Ю.М. „ Теорія теплових двигунів ”, К.: НАУ, 2009.

Допоміжна:

1. Мадорский Я.Ю.“ Теорія авіаційних двигунів”, ч.1. , К., 1969.
2. Вагин А.Н., “ Теорія авіаційних двигунів ”, ч.1. , К., 1968.
3. Крученюк И.Л, Кеба И.В., «Авіаційний двигун М-14В 26», К.,1972.
4. Ливинский С.И. “ Теорія авіаційних двигунів ”,К, 1982.
5. Холщевников К.В. “ Теорія і розрахунок авіаційних лопатних машин”, К, 1986.

Інформаційні ресурси в інтернеті

1. URL:<http://avia-simply.ru/category/aviatsionnie-dvigateli/>
2. <http://klk.univd.edu.ua/uk/dir/177/biblioteka>

Текст лекції

Лекція 1

- 1.Вхідний пристрій: призначення, вимоги, типи, основні елементи.
Робота звукових вхідних пристроїв.**

Вхідні пристрої (ВУ) забезпечують підведення повітря з навколишнього середовища до компресора і здійснюють спільно з ним процес стиснення повітря (за рахунок використання кінетичної енергії набігаючого потоку).

Вхідним пристроєм ГТД називають частину газотурбінної силової установки повітряного судна, що включає дифузор (для дозвукових швидкостей), повітрозабірник, засоби його регулювання (для надзвукових швидкостей) і захисні пристрої.

Основні вимоги до ВУ:

- забезпечення підведення до двигуна необхідної кількості повітря в усіх умовах роботи;
- забезпечення мінімально можливої нерівномірності поля швидкостей на вході в двигун;
- ефективне гальмування потоку повітря з мінімальними втратами;
- висока надійність;
- рису вагу;
- міцність, жорсткість, герметичність;
- простота обслуговування в експлуатації;
- мінімальний рівень шуму.

Захист авіаційних ГТД від попадання в них предметів, що знаходяться на землі, відбувається в двох напрямках. Перший напрямок охоплює пристрої, що запобігають потраплянню предметів в ВЗ. До них відносяться захисні щітки на колесах передньої стійки ВС, що затримують предмети, що летять з-під коліс в напрямку входу в двигун, а також пристрої, що запобігають утворенню вихору на вході в ВЗ або руйнують вже утворився вихор. Наприклад, повітря, що відбирається від компресора ГТД, прямує вниз під ВЗ або під деяким кутом до осі двигуна.

- Для захисту вертолітних двигунів від дрібних частинок використовуються пилозахисні пристрої (ПЗУ).

Класифікація.

- Вибір вхідного пристрою залежить від розрахункової швидкості польоту літального апарату, місця розташування силової установки, типи двигунів і інших чинників. Залежно від швидкості польоту вхідні пристрої бувають дозвукові і надзвукові.
- Залежно від компоновки двигуна і конструктивного виконання вхідні пристрої діляться на лобові, бокові і крильові.
- Лобові вхідні пристрої розташовують в носовій частині фюзеляжу або в передній частині гондол двигунів. Бічні вхідні пристрої розміщують на фюзеляжі; вони можуть бути напівкруглими, плоскими, клиноподібними і совковими. Крильові повітрозабірники знаходяться в носовій частині крила поблизу фюзеляжу.

- *Дозвукові вхідні пристрої.*
- Дозвукові вхідні пристрої виконують у вигляді каналу зі змінною площею поперечного перерізу, в якому відбувається гальмування повітряного потоку. Цей канал повинен бути ширшим. При русі повітря по каналу зменшується його швидкість і збільшується тиск. Інтенсивність процесу гальмування досягається ступенем зміни площі вхідного каналу: чим більше ступінь зміни каналу, тим більше гальмування. Однак для запобігання зриву потоку при обтіканні і зменшення втрат у вхідному пристрої ступінь гальмування потоку обмежується.

Дозвукові вхідні пристрої більшості двигунів, що встановлюються на повітряних судах цивільної авіації, мають звужується профіль проточної частини (відношення площ, приблизно, так само 0,75-0,85), що забезпечує рівномірний поле швидкостей на вході в компресор і знижує ймовірність утворення вихорів і відриву потоку від стінок.

Параметри робочого процесу у вхідному пристрої визначаються станом навколишнього повітря (температура і тиск), швидкістю польоту повітряного судна, режимом роботи двигуна і геометричними характеристиками проточної частини.

дозвуковий вхідний має вхідну частину - обечайку з плавними обрисами вхідних крайок. До неї примикає канал необхідної довжини, який в своїй початковій частині зазвичай робиться ширшим, але безпосередньо перед входом в компресор має звужується ділянку. Плавне обрис вхідних кромek дозвукового повітрязбірника необхідно для запобігання зриву потоку, забезпечення необхідної підсмоктуватиметься сили і створення рівномірного поля швидкостей на вході у внутрішній канал і перед компресором. При подальшому русі дозвукового потоку повітря по розширюючомуся каналу (дифузора) відбувається зменшення його швидкості і збільшення тиску. Щоб уникнути відриву потоку від стінок каналу площа його поперечного перерізу повинна збільшуватися плавно і не повинні допускатися різкі повороти потоку.

Основне завдання профілювання каналів дозвукових вхідних пристроїв - не допускати відриву потоку від стінок. Саме для цього потрібно мати рівномірний потік повітря на вході в канал, а також плавну зміну площі поперечних перерізів каналу, особливо в місцях повороту потоку.

При великих дозвукових швидкостях польоту ($M > 0,8$), і особливо при переході до надзвукових швидкостей польоту, характеристики дозвукових повітрязбірників різко погіршуються. На їх зовнішній поверхні утворюється протягом з місцевими надзвуковими зонами, що призводить до помітного зростання зовнішнього опору. При $M > 1$ перед площиною входу з'являється головний хвиля.

Особливо високі вимоги пред'являються до дозвуковим воздухозаборникам ДТРД з високим ступенем двоконтурного, які при дуже великих витратах повітря повинні володіти рисою масою і, що особливо важливо, рисими втратами. Ця вимога обумовлена тим, що при невеликому ступені підвищення тиску в другому контурі навіть незначне збільшення втрат в воздухозаборнике істотно знижує тягу і погіршує економічність ДТРД.

Режим роботи дозвукового вхідного пристрою залежить від співвідношення швидкості польоту і розрахункової швидкості потоку на вході (перетин н-н, Рис. 3.2), так як площа цього прохідного перетину визначає характер перебігу повітряного потоку в каналі і продуктивність повітрозабірника.

Форма струму повітряного потоку, зміна його параметрів по тракту для різних режимів роботи дозвукового повітрозабірника показані на Рис. 3.2, а.

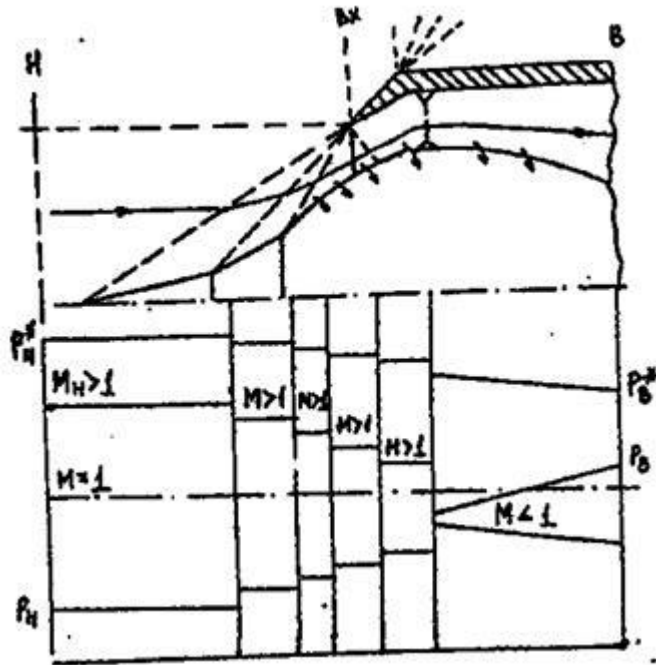
Як розрахунковий режиму роботи дозвукового повітрозабірника зазвичай використовують режим, коли швидкість потоку в перерізі н-н складає половину максимальної швидкості польоту ($C_n = 0,5V_{max}$). При цьому основна стиснення повітря (приблизно 75% від величини стиснення в воздухозаборнике) відбувається поза дозвукового дифузора (см. Рис. 3.2, б). В результаті зменшуються втрати повного тиску через зниження швидкості потоку в каналі, скорочується довжина заборника, зменшується його маса.

Лекція 2

2.Гальмування повітряного потоку у вхідних пристроях

Гальмування повітряного потоку у вхідних пристроях для трансзвукових швидкостей польоту ($M_n \leq 1.4 \dots 1.5$) Здійснюється в прямому стрибку ущільнення, що виникає на вході в ВЗ (Рис.3.14). Прямий стрибок ущільнення являє собою ударну хвилю тиску, що відрізняється різким (стрибкоподібним) зміною швидкості і тиску потоку.

Гальмування надзвукового потоку при $M > 1.4$ здійснюється в системі стрибків ущільнення, яка включає в себе один або кілька косих стрибків ущільнення, що закінчуються прямим стрибком ущільнення. Залежно від розташування системи стрибків ущільнення відносно площини отвору ВЗ розрізняють повітрозабірники з зовнішнім стисканням (система стрибків розташовується до входу в ВЗ), з внутрішнім стисненням (система стрибків знаходиться всередині ВЗ) і зі змішаним стисненням.



Косий стрибок ущільнення слабкіше прямого і в ньому менше втрати тиску. Якщо за косим стрибком число $M \leq 1,5$, то подальше гальмування закінчується прямим стрибком, який називається замикаючим. Якщо є один косою стрибок і один прямий, то такий дифузор називається двухскачковим. Такі скачки застосовують при числах $M = 1,5-2$. З подальшим збільшенням числа M польоту ($M > 2$) за першим косим стрибком необхідно створити ще один косий стрибок. Тому в залежності від швидкості польоту дифузори можуть бути двох-, трьох- і чотирьохскачкові. Замикає завжди прямий.

Необхідну систему стрибків можна утворити за допомогою профільованого центрального тіла, висунутого назустріч потоку і який має ступінчасту форму. Скачки ущільнення виходять за рахунок відбиття хвиль від внутрішнього конуса. Якщо немає центрального тіла, то певне число стрибків може бути отримано спеціальним профілюванням вхідного каналу.

Розрахунковим режимом повітрязбірника є такий, при якому перший косий стрибок ущільнення торкається передньої кромки обичайки.

Лекція 3

3.Компресор: призначення, вимоги, типи.

Степінь підвищення тиску в компресорі.

Компресор в ГТД служить для підвищення тиску повітря перед подачею його в камеру згоряння. Застосування компресора дозволяє отримати потрібний витрата повітря, забезпечити бажане значення ККД, отримати високу тягу (потужність) при невеликих габаритних розмірах і масі двигуна. Застосування

компресора дозволяє ГТД розвивати тягу на місці і на різних швидкостях польоту.

Компресор повинен відповідати таким вимогам:

- забезпечення заданого секундного витрати повітря;
- забезпечення заданого ступеня підвищення тиску;
- забезпечення стійкої, тобто без помпажа і пульсації, роботи в широкому діапазоні частоти обертання ротора.
- ризика вага і габарити;
- висока надійність.

Роботу компресора характеризують такі основні параметри:

- витрата повітря G_v (кг / с) - визначається кількістю повітря, які пройшли через компресор за одну секунду;

- ступінь підвищення повного тиску в компресорі π^*_{κ} - відношення тиску загальмованого потоку повітря на виході з компресора до тиску загальмованого потоку на вході в компресор:

$$\pi^*_{\kappa} = p^*_{\kappa} / p^*_v$$

- адіабатичний к.к.д. η_{AD} - визначається як відношення корисної адіабатичної роботи, витраченої на стиск і протискування повітря в компресорі, до повної підведеної до компресора роботи $\eta_{AD} = L^*_{AD} / L^*_{ПОЛ}$.

Адіабатичний к.к.д. на розрахунковому режимі для окремих ступенів осевих компресорів складає 0,89 ... 0,92, а для багатоступеневих компресорів

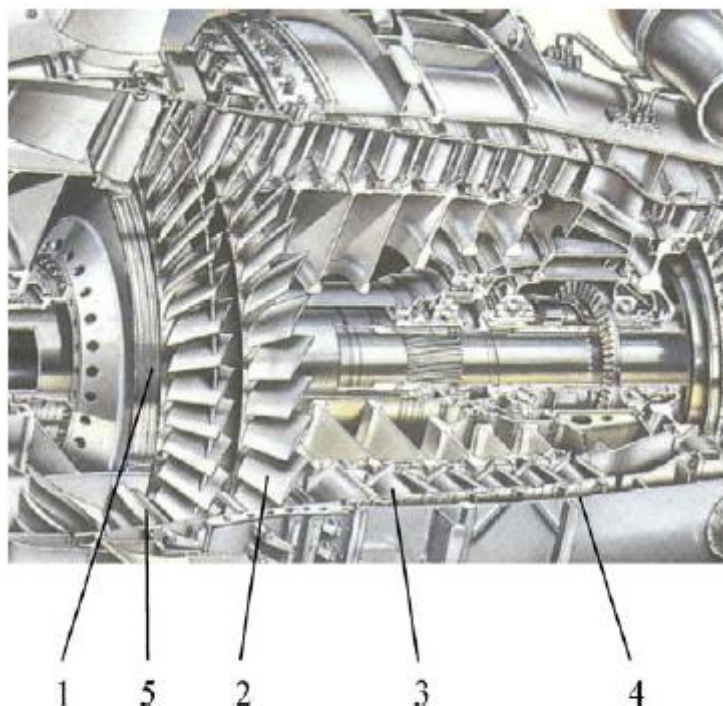


Рисунок 4.1

- Осевой компрессор двигателя
Rolls-Royce Trent 700

1 – ротор; 2 – рабочие лопатки;

3 – направляющие лопатки;

4 – корпус; 5 – ВНА

0,85 ... 0,87.

Ступінь підвищення повного тиску в многоступенчатом компресорі дорівнює добутку ступенів підвищення тиску окремих його ступенів і визначається за формулою:

$$\pi^*_{\text{к}} = \pi^*_1 \cdot \pi^*_i \cdot \pi^*_n$$

Основними типами компресорів авіаційних газотурбінних двигунів є багатоступінчасті осьові або осецентробежні компресори.

Лекція 4

4. Осьові компресори: будова і принцип дії. Дозвукова ступінь: будова, робота. План швидкостей. Аналіз кінематичних параметрів ступені. Призначення і робота вхідного направляючого апарату. Ступень реактивності ступені. Профілювання лопаток по висоті.

Осьовий компресор складається з вхідного направляючого апарату (ВНА) 5 і декількох вінців послідовно чергуються в осьовому напрямку робочих лопаток 2, встановлених на роторі 1 і направляють лопаток 3, закріплених в корпусі компресора 4 (див. Рис. 4.1). Сукупність одного вінця робочих лопаток і наступного за ним вінця напрямних лопаток називається ступенню компресора. Робочі лопатки одного ступеня, встановлені в диску, називають робочим колесом (РК), направляючі лопатки одного ступеня, закріплені в корпусі, називають напрямним апаратом (НА).

В осьовому компресорі напрямок руху повітря, в основному, осьовий. У каналах, утворених робочими лопатками, до повітря підводиться механічна енергія від турбіни, в результаті чого тиск і швидкість повітря збільшуються. У розташованому за робочими лопатками НА кінетична енергія повітря перетворюється в потенційну, тобто за рахунок зниження швидкості потоку повітря підвищується його тиск. НА забезпечує також певний напрям потоку при входженні його в наступний ступінь. Принцип роботи осьового багатоступеневого компресора доцільно розглянути на прикладі роботи його окремого ступені, так як всі ступені компресора працюють аналогічно.

Осьова ступінь компресора з ВНА приведена на Рис. 4.2. На Рис. 4.3 зображена елементарна ступінь компресора, що представляє собою розгортку на площині циліндричної поверхні, що розтинає ступінь компресора на деякому радіусі. Повна

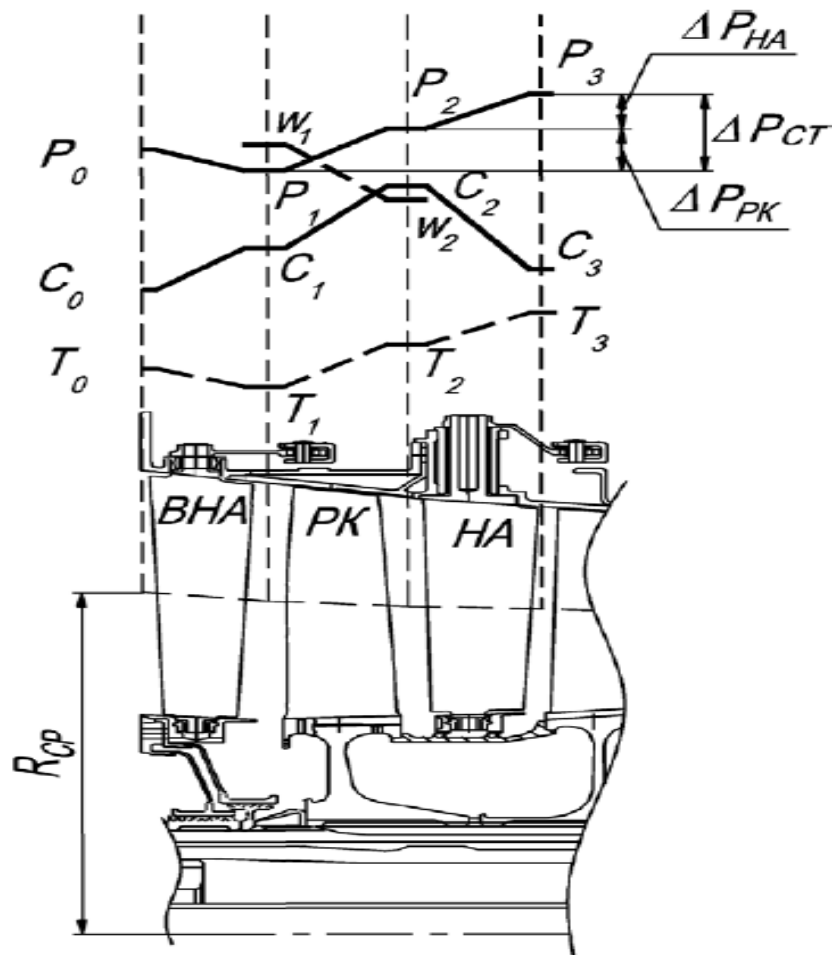


Рисунок 4.2 – Схема ступені та змінення параметрів стану повітря в ступені осевого компресора

ступень компресора складається з нескінченного числа її елементарних ступенів, розташованих уздовж радіуса в межах проточної частини.

Решіткою профілів називається сукупність профілів всіх лопаток одного лопаточного вінця, отримана розтином його циліндричною поверхнею.

Решітка профілів характеризується наступними аеродинамічними і геометричними параметрами. Розглянемо рух повітря через елементарну ступень.

Рухаючись в осьовому напрямку зі швидкістю C_0 , потік повітря надходить в ВНА. Звужуються межлопаточную канали ВНА забезпечують повелічення швидкості від C_0 до C_1 (див. Рис. 5.4), опорутих зменшенням статичного тиску і статичної температури повітря. У ВНА повітря попередньо закручується і надходить у вращающую РК під деяким кутом до осі компресміття. Лопатки РК переміщаються із середньою окружної швидкістю U (див. Рис. 5.5). В результаті складання окружної швидкості обертального руху РК - U і абсолютної швидкості потоку на виході з ВНА - C_1 , виходить відносна швидкість потоку на вході в РК - W_1 . попередня закрутка потоку в ВНА дозволяє зменшити величину швидкості W_1 , це сприятливо позначається на зменшенні втрат в РК. В результаті повороту повітря і завдяки розширюється формі міжлопатковому каналів РК потік повітря гальмується від швидкості W_1 на входе до швидкості W_2 на виході з РК. Зменшення швидкості в РК призводить до підвищення статичного тиску від P_1 на вході до P_2 на виході. Робота, що підводиться до

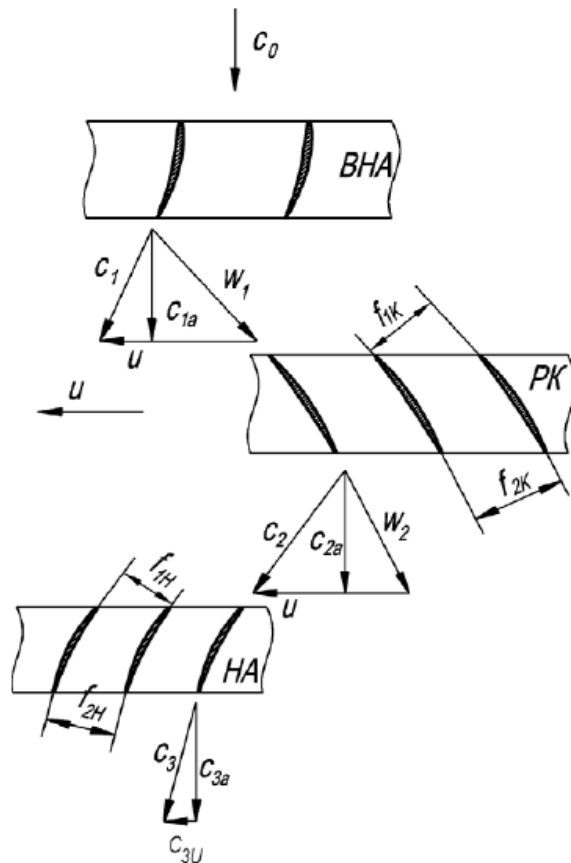


Рисунок 4.3 – Схема решіток профілів лопаток і трикутники швидкостей в ступені осевого компресора

повітря в РК, йде не тільки на підвищення статичного тиску, а й на збільшення абсолютної швидкості від значення C_1 до C_2 .

З РК повітря зі швидкістю W_2 надходить в канали НА. Внаслідок дифузорового міжлопатковому каналів НА відбувається зменшення абсолютної швидкості від величини C_2 на вході до C_3 на виході, і, отже, підвищення статичного тиску

від P_2 до P_3 . Крім того, НА здійснювала необхідний поворот повітря перед входом в следующее РК.

Таким чином, повний приріст статичного тиску в ступені становить суму приросту тиску в РК і НА:

$$\Delta P_{CT} = \Delta P_{RK} + \Delta P_{НА}$$

В результаті стиснення повітря його температура підвищується від T_1 на вході в РК до T_3 на виході з ступені.

Зміна параметрів стану повітря в ступені осевого компресора наведено на Рис. 4.3.

При русі вздовж проточної частини багатоступінчастого компресора повітря стискається і його щільність зростає. Тому, щоб забезпечити необхідну величину осевої швидкості на виході з компресора, яка зазвичай становить 120 ... 180 м / с, проточну частину компресора виконують звужується до виходу.

Ставлення тиску на виході з ступені до тиску на вході в неї називається ступенем підвищення тиску в ступені - π_{CT} . ступінь пощення тиску багатоступінчастого компресора тим більше, чим більше ступеня підвищення тиску окремих ступенів і чим більше їх кількість.

Лекція 5

5. Відцентровий компресор: основні елементи и принцип дії.

Устрій відцентрового компресора (ЦБК) показано на рисунку 4.1.

Основними елементами відцентрового компресора є: вхідний патрубок, корпус компресора, робоче колесо, дифузор, вихідні патрубки.

Вхідний патрубок служить для підведення повітря до робочого колеса під необхідним напрямом. Він повинен забезпечувати рисі гідравлічні втрати і рівномірне поле швидкостей па вході в колесо. В цьому відношенні найбільш ефективні вхідні патрубки, з яких повітря підводиться до робочого колеса в осевому напрямку. У відцентрових компресорах газотурбінних двигунів для збільшення витрати повітря іноді передбачається двосторонній підведення повітря до колеса.

Іноді у вхідному патрубку встановлюються нерухомі напрямні лопатки, які забезпечують поворот потоку (при радіальному підводі повітря до компресора).

Основною частиною відцентрового компресора є робоче колесо або крильчатка. Вона являє собою диск, на якому є ряд лопаток. Стінка диска колеса і лопатки утворюють розширюються (по ходу руху повітря) канали, по яких протікає повітря. Робоче колесо насаджено на вал, що приводиться в

обертання від турбіни, і оточене нерухомим корпусом, до якого примикає вхідний патрубок.

Для забезпечення безударного входу повітря в робоче колесо передні кінці лопаток загнуті. Іноді замість вигнутих передніх кінців лопаток встановлюється обертається направляючий апарат, який кріпиться до робочого колеса і утворює з ним єдине ціле.

Наступним елементом ЦБК є дифузор, який являє собою розширюється канал, де тиск повітря збільшується за рахунок відповідного зниження його швидкості. В даний час в відцентрових компресорах застосовуються щілинні дифузори, лопаткові і їх комбінації.

щілинний дифузор має форму кільцевої щілини і утворивши плоскими стінками, розташованими паралельно або під деяким кутом. Площа прохідного перерізу щілини збільшується з ростом радіуса. Лопатковий дифузор - це той же щілинний, в якому встановлені направляючі лопатки. Втрати в такому дифузоре менше.

вихідні патрубки служать для підведення повітря в камери згоряння. Канали у них теж розширюються.

Повітря, що надійшов з вхідного патрубка з абсолютною швидкістю C_1 (Рис. 2.38), захоплюється лопатками колеса в обертальний рух і під дією виникли відцентрових сил переміщається в міжлопатковому - каналах до периферії колеса з відносною швидкістю w . Так як межлопаточну каналі робочого колеса виконані розширюються, то відносна швидкість повітря w в них зменшиться, а тиск зросте. Тобто, за рахунок руху повітря по розширюючомуся каналу відбувається перетворення кінетичної енергії в енергію тиску.

Тиск, крім того, збільшується за рахунок роботи здійснюють відцентровими силами.

Абсолютна швидкість з руху повітря в будь-якому перетині, в тому числі і в вихідному, дорівнює геометричній сумі відносної w і окружної швидкості u . Під дією відцентрових сил повітря в робочому колесі переміщається від осі обертання робочого колеса до периферії, тобто переходить на великі радіуси. Тому при переміщенні частинки повітря в межлопаточном каналі окружна швидкість безперервно зростає. Це призводить, незважаючи на зменшення відносної швидкості, до зростання абсолютної швидкості, тобто до збільшення кінетичної енергії повітря.

Якщо лопатки робочого колеса прямі і розташовані по радіусу, то абсолютна швидкість повітря на виході з колеса виявляється приблизно рівною окружній швидкості колеса, яка в сучасних компресорах досягає 500 м / с.

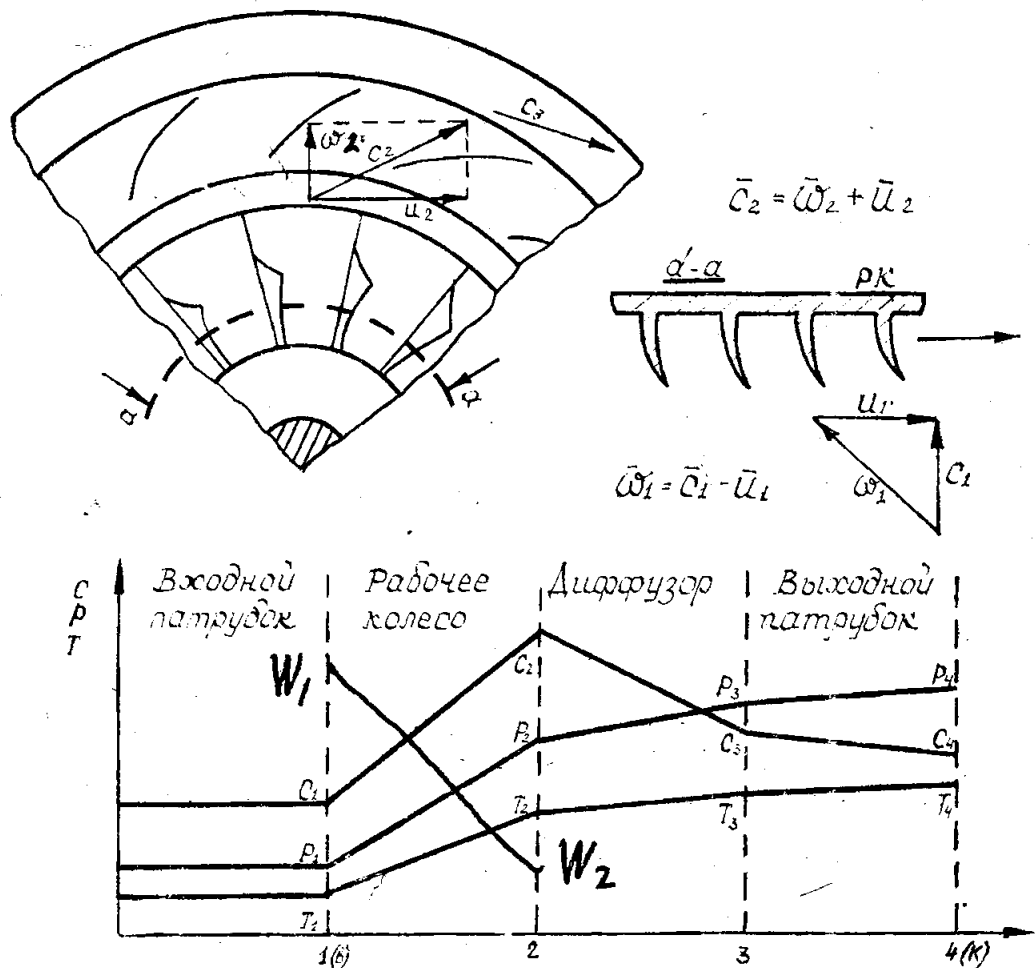


Рис. 4.1. Зміна параметрів потоку повітря в відцентровому компресорі

Отже, робота, витрачена на обертання робочого колеса, йде в основному на стиск і збільшення кінетичної енергії повітря. Співвідношення роботи стиснення і отриманого приросту кінетичної енергії повітря в колесі може бути різним і залежить, головним чином, від форми і числа лопаток робочого колеса. У колесах з радіальними лопатками на збільшення кінетичної енергії витрачається близько 40-45% всієї роботи, що витрачається на обертання колеса.

Кінетична енергія, придбана повітрям в колесі, перетворюється в дифузорі в потенційну енергію, так як в розширенні каналі дифузора швидкість потоку зменшується, а тиск і температура повітря зростають. Частинки повітря в щелевом диффузорі рухаються по логарифмічній спіралі, тому шлях,

прохідний часткою в дифузорі, приблизно в 4 рази перевищує радіальну протяжність дифузора. ККД щілинного дифузора дуже низький і не перевищує звичайно 50-60%, це пояснюється значними втратами на тертя внаслідок великої довжини траєкторії частинок повітря.

Постановка лопаток в дифузорі скорочує довжину траєкторії частинок повітря, в результаті чого втрати на тертя зменшуються.

У вихідних патрубках, що встановлюються на виході з дифузора, за рахунок розширення, каналів відбувається подальше зменшення швидкості і збільшення тиску і температури повітря.

Ступінь підвищення тиску повітря в відцентровому компресорі буде вищою, ніж в ступені осьового компресора і може досягти 5 ... 6 одиниць. Це пояснюється великими значеннями допустимих окружних швидкостей для крильчаток відцентрових компресорів, що забезпечує можливість передачі повітря більшої зовнішньої енергії і її подальшого перетворення в тиск.

Недоліком відцентрових компресорів є знижена лобова продуктивність, так як перетин входу повітря займає тільки незначну частину міделю (максимальної площаді поперечного перерізу) компресора. Більш затруднітельно створення багатоступінчастої конструкції, так як після виходу з попереднього ступеня повітря може потрапити на вхід наступної лише за допомогою так званого зворотного каналу складної петлеобразной форми.

Використання відцентрового компресора замість багатоступінчастого осьового можливо, коли к.к.д. ступені відцентрового компресора при $\pi^* k = 6 \dots 8$ досягне $\eta^* = 0,82 \dots 0,83$, тобто наблизиться до к.к.д. осьових багатоступеневих компресорів. Більш доцільно застосування осецентрибежних компресорів в двигунах різних розмірів, а в турбостартер для забезпечення запуску двигуна-одноступінчатих відцентрових компресорів. В даний час в потужних і високоекономічних газотурбінних двигунах широке застосування знайшли багатоступінчасті осьові компресори.

Лекція 6

6. Помпаж компресора: причини виникнення, фізична сутність, зовнішні ознаки і вплив на безпеку польотів. Конструктивні і експлуатаційні міри попередження помпажу. Поняття про характеристики компресора: визначення, зображення, значення.

Межлопаточні канали всіх ступенів компресора профілюються виходячи з розрахункового режиму роботи (номінального режиму).

При роботі компресора на нерозрахованих режимі параметри потоку повітря (тиск, температура, швидкість і щільність) в течіях проточної частини

змінюються. Прохідні перетини, підібрані для розрахункового режиму, в цьому випадку не будуть відповідати новим значенням параметрів повітряного потоку, і при зміні кутів набігання потоку на лопатки можливий його зрив і утворення завихрень. Як правило, ці зриви і завихрення потоку при несприятливих умовах відбуваються на частини ступенів, викликаючи нестійку роботу, або помпаж, всього компресора.

Помпаж - газодинамічні нестійкий автоколебательний режим роботи компресора і його мережі, що характеризується сильними низькочастотними коливаннями параметрів: тиску, температури, витрати повітря.

Помпаж супроводжується зривами потоку значної інтенсивності в ступенях компресора і періодичними викидами стисненого в компресорі повітря у всмоктувальну систему. Зустрічні ударні хвилі і низькочастотні коливання тиску можуть викликати пошкодження компресора.

Нерозрахований режим з'являється через неузгодженості в роботі його перших і останніх ступенів. Неузгодженість може бути викликано наступними причинами:

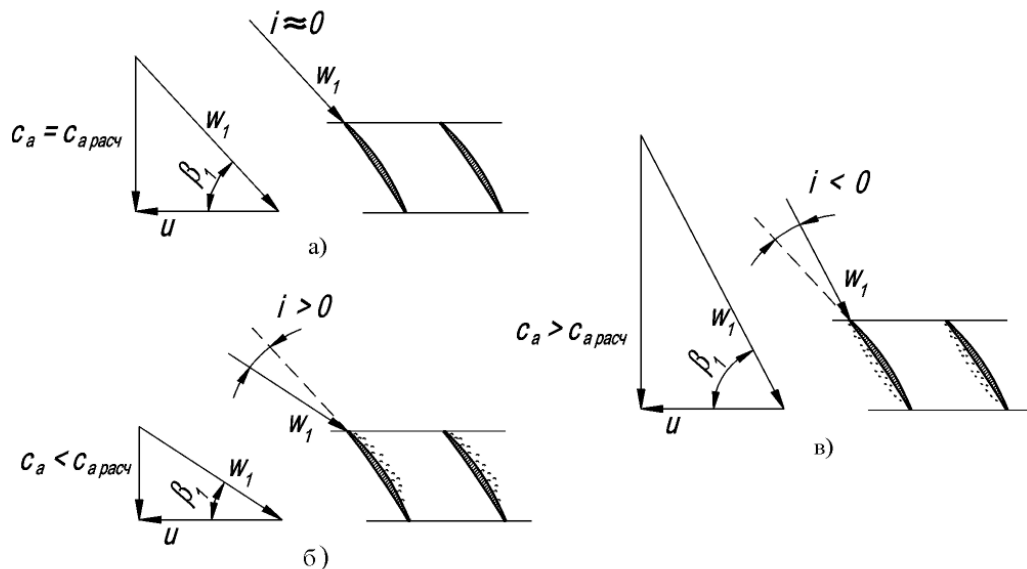
- відхилення частоти обертання ротора від розрахункового значення;
- змінami температури повітря на вході в компресор.

При відхиленні частоти обертання ротора від розрахункового значення порушується робота крайніх ступенів, коли зменшення частоти обертання викликає зрив потоку в перших ступенях, а збільшення - в останніх.

При зменшенні частоти обертання ротора компресора осьові складові швидкості на перших ступенях зменшуються сильніше, ніж на останніх, уменьшається витрата повітря через ступень. Так як окружні швидкості на перших і останніх ступенях змінюються однаково, кути атаки на перших ступенях збільшуються, а на останніх зменшуються. В цьому випадку кути атаки на перших ступенях досягають критичних значень раніше, ніж на останніх, що обумовлює зрив потоку на перших ступенях. Внаслідок цього сри-ви на останніх ступенях відсутні. Однак при дуже великих негативних кутах атаки на останніх ступенях може наступити так званий «Турбінний» режим, при якому повітря в цих ступенях не стискується, а розширюється. При такому режимі роботи останніх ступенів падає ККД і натиск компресора.

Якщо частоти обертання ротора компресора збільшуються в порівнянні з розрахунковим значенням, то осьова складова швидкості на післядних ступенях буде зменшуватися внаслідок збільшення щільності повітря через зростання ступеня стиснення. При цьому зменшення швидкості происходит таким чином, що кути атаки лопаток на останніх ступенях збільшуються значно бистреї, ніж на перших. Таким чином, зриви потоку, що викликають помпаж, будуть виникати, перш всего, на останніх ступенях.

Зміна температури повітря на вході в компресор також може викликати неузгодженість, внаслідок того, що збільшення температури віздуху при постійній частоті обертання викликає зменшення осьової складової швидкості на ступені компресора, тим самим збільшуючи кути поверхні профілів. Області цих зон нароститиють і проникають всередину компресора, заповнюючи його проточну частину. Відбувається періодично повторюваний «закупорка» проточної частини компресміття вихровими областями. Через ці області віздух через компресора періодично проривається назад, в сторону входу. Як наслідок виникають автоколебання потоку, що призводять до неустойчивої роботи, тобто до помпажу компресора.



Рисюнок 4.6 - Схема обтікання лопаток РК осьового компресора

а) розрахунковий режим роботи; б, в) нерозрахункові режими роботи

Збільшення витрати повітря через ступень (збільшення осьової складової абсолютної швидкості - C_a) викликає зменшення кутів атаки на лопатках (див. Рис. 4.6, в), при цьому кут атаки i стає менше нуля. Потік повітря вдаряється в опуклу частину лопатки, а на її увігнутої частини виникають вихори. У зв'язку з тим, що потік повітря під дією сил інерції притискається до вогнюкритим сторонам лопаток, що утворилися вихори не можуть поширитися по всьому колесу і носять місцевий характер, не порушуючи стійкої роботи компресора.

Експлуатаційні причини помпажа:

- запуск двигуна з раннім відключенням стартера;
- запуск двигуна при попутної або бічній швидкості вітру, що перевищує допустиму;
- відмова або неправильна робота агрегатів механізації компресора (КПВ і поворотних лопаток ВНА і НА);

- попадання сторонніх предметів на вхід в двигун;
- підвищений знос лопаток компресора;
- потрапляння вертольота в турбулентний повітряний потік;
- збільшення кроку несучого гвинта ТВАД при неповному повороті коректора газу вправо до упору;
- збільшення кроку несучого гвинта ТВАД з темпом, що перевищує прийомистість;
- включення ПОС на злітному режимі роботи двигуна.

Ознаки виникнення помпажа:

- зміна тону роботи двигуна;
- поява ударів з-за викиду повітря в атмосферу;
- коливання температури газу з тенденцією до значного зростання;
- коливання обертів турбокомпресора;
- можлива підвищена вібрація.

Наслідки помпажа:

- зменшення потужності двигуна або самовиключення двигуна;
- руйнування елементів компресора і силової установки;
- руйнування елементів турбіни через підвищену температуру.

Лекція 7

7.Характеристики осьового компресора

Залежності, що показують зміну π^*_k і η^*_k при зміні частоти обертання n і витрати повітря G_v , називаються характеристиками компресора. Їх вигляд показаний на Рис 4.6. Залежність π^*_k від G_v при $n = \text{const}$ називають напірної кривої компресора. Напірні криві обмежені зліва певними мінімальними значеннями G_v , при яких характер перебігу повітря в компресорі стає нестійким. Лінія пана γ називається кордоном газодинамічної стійкості компресора. Лінія в-в називається лінією робочих режимів. Вона з'єднує робочі точки при спільній роботі компресора і турбіни. Лінія о-о називається лінією оптирських режимів. Вона з'єднує точки з максирським η^*_k . Лінія з-з називається лінією замикавання компресора. Вона з'єднує точки напірних кривих, в яких швидкість в самих вузьких перетинах міжлопаткового каналів останнього ступеня досягає швидкості звуку. Точка «Р» називається розрахунковою точкою компресора.

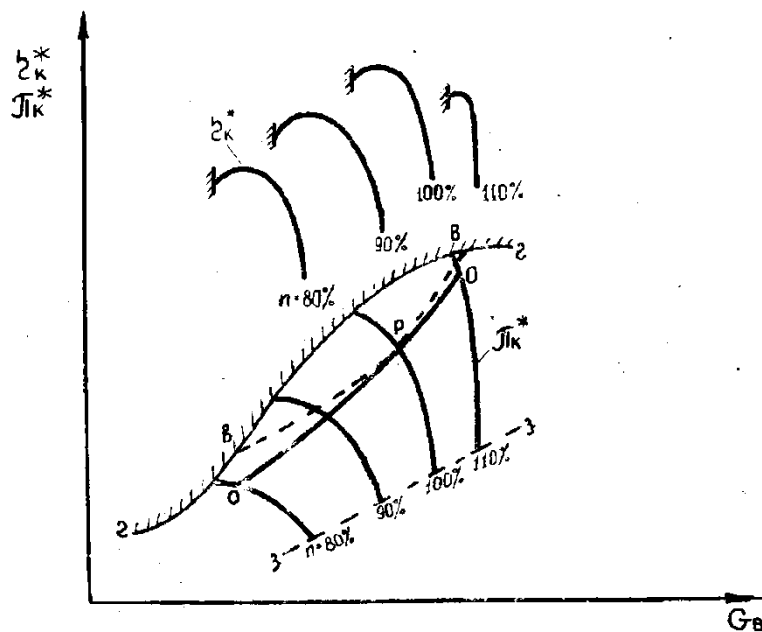


Рис. 4.6 . Характеристики многоступенчатого осевого компрессора.

Робочі режими і запаси стійкості компресора в системі ГТД

Значення ступеня стиснення і витрати повітря, відповідні будь-якого конкретного робочого режиму, зображуються на характеристиці компресора робочою точкою. Важливе значення в теорії ГТД мають точки, відповідні сталим режимам роботи двигуна, тобто постійним у часі значень частоти обертання, подачі палива і інших параметрів і факторів, які можуть впливати на роботу елементів двигуна.

Для більшості схем авіаційних ГТД кожному значенню наведеної частоти обертання на сталих режимах відповідає при заданих умовах регулювання двигуна тільки одна робоча точка. Так, наприклад, в ТРД з незмінними геометричними формами всіх його елементів можна змінити приведена витрата повітря, не змінивши при цьому частоту обертання. Поєднавши такі робочі точки, що відносяться до різних значень частоти обертання, отримаємо робочу лінію (лінію робочих режимів). Таким чином, робоча лінія являє собою сукупність всіх встановлених режимів роботи компресора в системі конкретного ГТД при заданих умовах його регулювання.

Форма і розташування робочої лінії в поле характеристики компресора залежать від розрахункових параметрів компресора, типу двигуна і закону його регулювання. На характеристиці нерегульованого компресора (з високим ступенем підвищення тиску), що працює в системі однофазного ТРД. Робоча лінія перетинає кордон сталої роботи компресора в двох точках "н" і "в". Перша з них лежить в області значень наведених оборотів, менших розрахункового, і

тому відповідне її порушення сталої роботи компресора називається "нижнім зривом".

Нестійка робота компресора, що виникає при збільшенні наведених оборотів називається "Верхнім зривом". У регульованих компресорів і у компресорів з рисими розрахунковими значеннями ступеня стиснення (менше 5 ... 6) нижній зрив зазвичай відсутня.

Порушення стійкої роботи компресора ГТД (часто зване втратою газодинамічної стійкості двигуна) є одним з найбільш небезпечних відмов авіаційної силової установки. Тому в експлуатації робота на режимах, де робоча точка розташовується поблизу кордону стійкості, тобто де запас стійкості рисий, неприпустима.

Наведені параметри газотурбінного двигуна це параметри, що наведені до стандартних атмосферних умов з використанням формул приведення.

На землі їм відповідають температура повітря $T = 288,16 \text{ K}$, тиск $P = 101325 \text{ Па}$, вологість $= 0$.

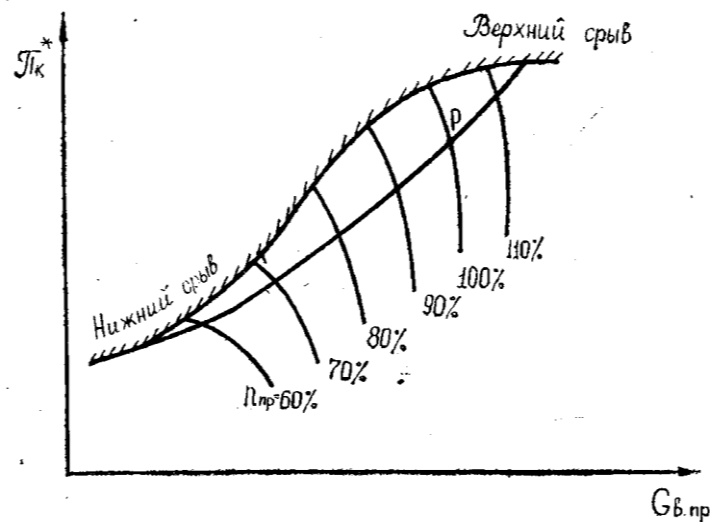
Слід підкреслити при цьому, що зміна наведених оборотів може відбуватися як за рахунок зміни дійсної (фізичної) частоти обертання, так і за рахунок зміни температури повітря на вході в компресор. Так, при роботі двигуна з частотою обертання 100% в умовах зльоту при температурі зовнішнього повітря $+ 50$ град. наведена частота обертання складе 114%, а в умовах польоту в стратосфері з числом $M = 3$ при $t = -56,5$ град. матимемо наведені обертів, рівні 69%.

Для запобігання нестійкої роботи двигуна при високих наведених оборотах необхідно, щоб значення максириських наведених оборотів було вище, ніж найвище значення фактичних наведених оборотів, яке може зустрічатися в експлуатації. Якщо ця умова не виконується, то доводиться вводити обмеження максирисько допустимого значення наведених оборотів або за допомогою автоматичних пристроїв, або в інструкції з експлуатації двигуна.

Виключити в експлуатації режими, що лежать в області наведених оборотів менше оборотів "нижнього зриву", не можна, так як вони повинні неминуче виконуватися в процесі запуску двигуна і виведення його на основні експлуатаційні режими.

Тому в двигунах з високими значеннями ступеня стиснення компресор виконується регульованим.

Рис.4.7. Кордон стійкої роботи осевого багатоступеневого компресора



Лекція 8

8.Методи регулювання компресорів

Для зменшення неузгодженості ступенів багатоступінчастого компресора на нерозрахованих режимах і поліпшення роботи його в різних умовах експлуатації в авіаційних ГТД широко застосовуються різні способи регулювання компресорів, метою яких можуть бути:

- підвищення запасів стійкості компресора для забезпечення стійкої роботи його у всіх умовах експлуатації;
- зниження рівня вібронапружень в лопатках, що виникають на підвищених кутах атаки (бандажні полки);
- підвищення ККД компресора на нерозрахованих режимах;
- зміна співвідношення між наведеною частотою обертання і ступенем стиснення на робочих режимах для поліпшення тих чи інших характеристик двигуна.

Основними способами регулювання компресорів є:

- перепуск повітря з проточної частини компресора в атмосферу, в зовнішній контур двигуна або в будь-яке інше простір зі зниженим тиском;
- поворот направляючих або робочих лопаток;
- зміна співвідношення між частотами обертання різних ступенів (застосування двох і багатокаскадних компресорів).

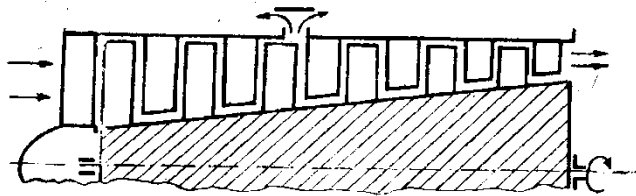


Рис. 4.8 . Осевой многоступенчатый компрессор с перепуском воздуха в атмосферу.

перепуск повітря

Перепуск повітря є одним з найбільш простих способів регулювання компресора. Стійка робота компресора забезпечується тільки при наведених оборотах великих, ніж обороти нижнього зриву. При менших значеннях наведених оборотів витрата повітря (газу) через розташовану за компресором турбіну на сталих режимах виявляється меншим, ніж на кордоні стійкої роботи компресора. Отже, стійку роботу двигуна в цій області можна забезпечити, перепустити частина повітря з проточної частини компресора повз турбіни через спеціальний клапан (клапан перепуску), керований системою автоматичного регулювання двигуна. Клапан перепуску часто виконують у вигляді сталевий стрічки, що закриває вікна в корпусі компресора (вікна перепуску).

Більш доцільним є пристрій перепуску в середній частині компресора. В цьому випадку відкриття клапанів перепуску при знижених значеннях наведеної частоти обертання призводить до збільшення витрати повітря тільки через перші ступені, тобто як раз через ступені, що працюють з підвищеними кутами атаки. В результаті осьові швидкості повітря в цих ступенях збільшуються, а кути атаки зменшуються, наближаючись до розрахункових, що не тільки забезпечує роботу цих ступенів (і разом з тим все компресора) без зриву, а й призводить до зростання їх ККД, а також сприятливо позначається на рівні вібронапружень в лопатках.

У той же час витрата додаткової роботи на стиснення повітря, що випускається через систему перепуску, призводить зазвичай до необхідності збільшення подачі палива для підтримки постійної частоти обертання ротора ГТД і відповідно до збільшення температури газів перед турбіною, що тягне за собою зменшення об'ємної витрати повітря через останні ступені компресора. В результаті осьові швидкості повітря в цих ступенях зменшуються, а кути атаки збільшуються, також наближаючись до розрахункових, що призводить до збільшення напору і ККД останніх ступенів. Таким чином, відкриття клапанів перепуску при знижених значеннях наведеної частоти обертання призводить до збільшення запасу стійкості компресора, збільшення ступеня стиснення і підвищенню ККД як перше, так і останніх його ступенів.

Поворот лопаток компресора

Зміна в бажаному напрямку кутів атаки в різних ступенях компресора може бути досягнуто відповідним зміною кутів установки (тобто поворотом) лопаток ротора або статора при зміні режиму роботи двигуна.

Поворот лопаток статора застосовується широко, причому число і розташування регульованих лопаткових вінців вибирається залежно від типу компресора, загального числа ступенів. У деяких двигунах застосовується одночасне регулювання положення напрямних апаратів в групі перше і в групі останніх ступенів.

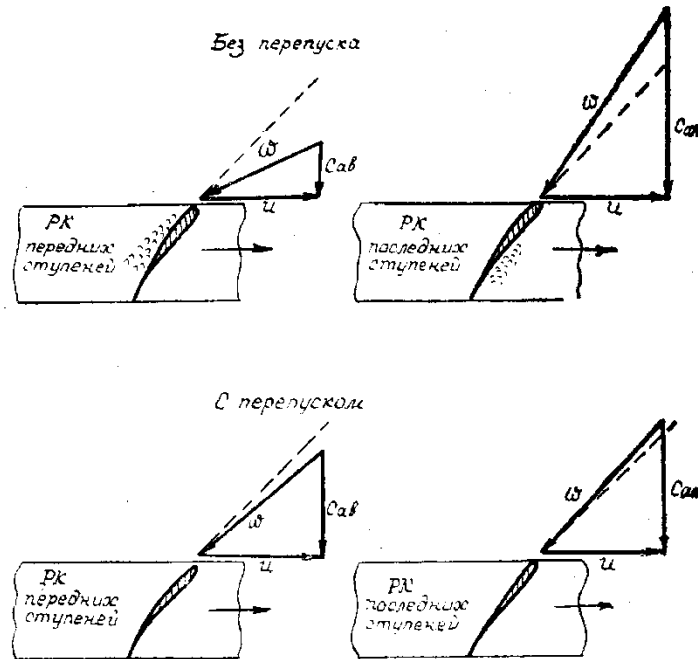


Рис. 4.9 . Влияние перепуска воздуха на характер обтекания лопаток рабочих колес осевого компрессора.

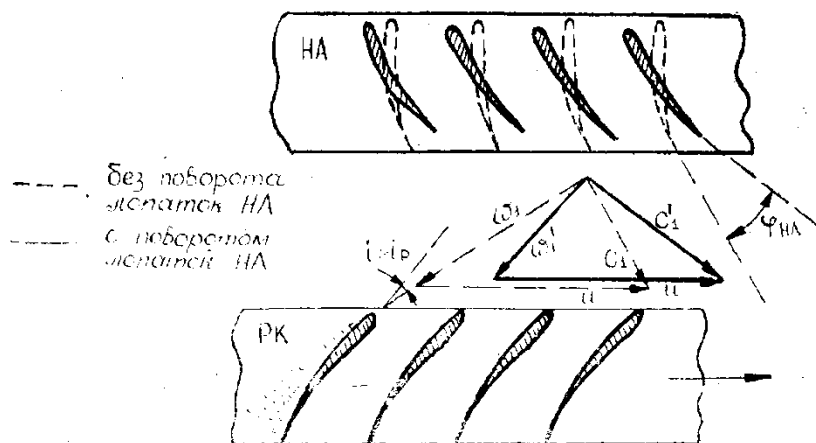


Рис. 4.11 . Влияние поворота лопаток НА на характер обтекания лопаток рабочего колеса

Лекція 9

9.Застосування дво-і багатокаскадних компресорів

Каскадом компресора називається група ступенів, встановлених на одному валу і приводяться окремою турбіною. Ідея поділу компресора на стоять один за одним каскади зводиться до наступного: компресор з високим розрахунковим значенням ступеня стиснення розділяється на групи ступенів зі значно меншою величиною ступеня стиснення і відповідно з меншим можливим неузгодженістю ступенів в межах кожної з них; при цьому неузгодженість ступенів, що знаходяться в різних каскадах може бути зменшено за рахунок природного або примусового зміни співвідношення частот обертання каскадів при зміні загальної ступеня підвищення тиску. чим більше число каскадів, тим більшим може бути і досягається ефект.

Прикладом використання цієї ідеї може служити двовальний ТРД. У цьому двигуні перша група ступенів утворює так званий компресор (каскад) низького тиску (КНД), а друга група - компресор (каскад) високого тиску (КВД).

Обидва компресора розташовані на співвісних валах і приводяться в обертання кожен від своєї турбіни, причому обидві турбіни також розташовані один за одним. На розрахунковому режимі параметри цих турбін підбираються таким чином, щоб кожен з каскадів компресора обертався із заданою частотою, при якій всі ступені компресора працюють злагоджено. Частота обертання КНД і частота обертання КВД може бути однаковою або вищою в КВД.

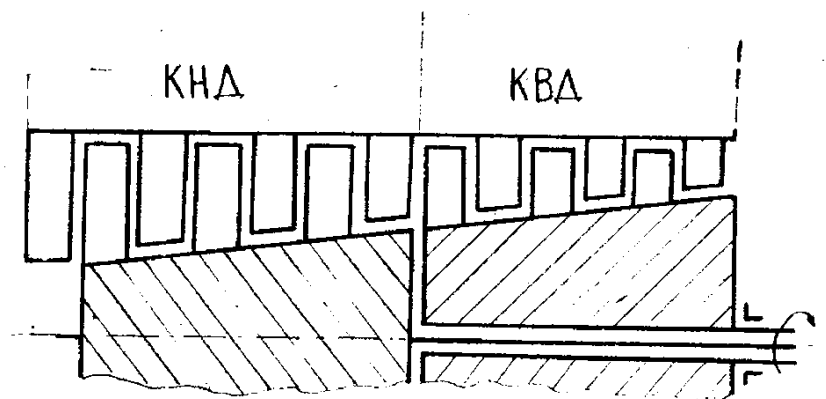


Рис. 4.12 . Многоступенчатый осевой компрессор двухвальной схемы

Розглянемо, як буде вести себе така конструкція при зменшенні наведеної частоти обертання каскадів. У компресорі, що не розділеному на каскади, кути атаки в перших ступенях при цьому ростуть, що призводить до зростання аеродинамічних навантажень на лопатки. В останніх ступенях, навпаки, кути

атаки зменшуються. Іншими словами, розподіл роботи обертання між ступенями змінюється в бік збільшення частки роботи, що припадає на перші ступені. У одновальному компресорі це перерозподіл відбувається за рахунок зміни зусиль в елементах, що передають крутний момент від турбіни до вінців лопаток різних ступенів. Але в даній схемі КНД і КВД мають тільки газодинамічний зв'язок один з одним, причому при незмінній загальній ступеня розширення газу в двох стоять один за одним турбінах розподіл роботи розширення газу між ними залишається практично незмінним. Отже, незмінним має бути і розподіл роботи обертання між КНД і КВД. Це означає, що турбіни не зможуть приводити обидва каскаду з колишнім співвідношенням частот обертання: у компресора низького тиску вона впаде, а у компресора високого тиску зросте в порівнянні з частотою обертання нерегульованого (розділеного на каскади) компресора в аналогічних умовах. В результаті так зване "ковзання" роторів (відношення оборотів КВД до оборотів КНД) при зниженні наведеної частоти обертання збільшиться. Витрата повітря при цьому в порівнянні з нерегульованим компресором зміниться ризо,

Але зниження оборотів КНД при незмінній витраті повітря означає зменшення кутів атаки в ступенях КНД, а збільшення оборотів КВД - відповідне збільшення кутів атаки в останніх ступенях двухкаскадного компресора.

Таким чином, в розглянутому ТРД з двухкаскадним компресором спостерігається ефект саморегулювання компресора, в результаті якого неузгодженість його ступенів істотно зменшується, що призводить до значного зростання його ККД і запасу стійкості (в порівнянні з нерегульованим компресором) і в ряді випадків дозволяє обійтися без інших засобів регулювання .

Лекція 10

10.Камера згорання: призначення, вимоги, типи, параметри.

Призначення камери згорання (КС) складається в перетворенні хімічної енергії палива в теплову. В результаті цього процесу повітря з температурою T^* до, що надходить з компресора, перетворюється в газ з температурою $T^*_{г}$ (на вході в турбіну).

Камера згорання - елемент ГТД, який служить для організації процесу згорання паливно-повітряної суміші. Камера згорання є дуже відповідальним елементом двигуна. Від її пристрою і здійснення процесу згорання залежать економічність двигуна, надійність роботи і тривалість експлуатації як самої камери згорання, так і двигуна.

Камера згорання повинна відповідати таким вимогам:

1. Обсяг камери згоряння повинен забезпечувати можливо високу теплонапряженість, тобто камера повинна мати рисий обсяг, що зменшує її розміри і вага. Під теплонапряженістю камери згоряння розуміють кількість тепла, що виділяється одиниці об'єму (1 м³) камери протягом 1 години.

$$Q_V = \frac{Q}{V_{\text{ж}} P_{\text{к}}^*} = 3600 \frac{H_U G_T}{V_{\text{ж}} P_{\text{к}}^*} \eta_T$$

де H_U - нижча теплотворна здатність палива (Дж / кг);

G_T - секундний витрата палива (кг / с);

$V_{\text{ж}}$ - обсяг жарової труби (м³);

$P_{\text{к}}^*$ - тиск повітря (Па).

Чим більше теплонапряженість при заданийном витраті палива, тим менше обсяг КС. Теплонапруженість КС сучасних ГТД составляет (3,5 ... 6,5) 10⁶ (Дж / ч м³ · Па).

2. Висока повнота згоряння палива на всіх режимах роботи двигуна. Повнота згоряння палива характеризується коефіцієнтом повноти згоряння η_g , під яким зазвичай розуміють відношення кількості тепла, що виділився при згортанні одиниці маси палива, до його теплотворної здібності. У сучасних камерах повнота згоряння досягає 97 - 98%.

3. Надійний розпал палива в земних і висотні умовах. У земних умовах розпал долдружин бути забезпечений в діапазоні температур від мінус 40 ° до плюс 40 ° С. Повинен бути забезпечений розпал палива в умовах високогірного аеродрома - до висоти 4,5 км. Висотність розпалювання для цивільних літаків - 9 км.

4. Нагріті деталі камери згоряння повинні добре охолоджуватися, це забезпечує їх роботу тривалий час без дефектів (прогарів, викривлення, тріщин і нагару від дії полум'я).

5. Мінірісьні втрати повного тиску в КС. Втрати характеризуються коефіцієнтом відновлення *повного тиску*:

$$\sigma_{\text{КС}} = P^* / p^*_{\text{к}}$$

В сучасних КС коефіцієнт відновлення повного тиску становить 0,94 ... 0.96.

6. У камері повинно забезпечуватися стійке горіння суміші, тобто не повинно бути коливань, загасання і зривом полум'я при всіх режимах роботи двигуна.

7. Горіння має закінчуватися в жаровій трубі. Факел полум'я не повинен доходити до лопаток газової турбіни, щоб уникнути перегріву і обгорання їх.

8. Температура газового потоку на виході з камери згоряння повинна бути однаковою по всьому перетину, щоб не вийшло місцевого обгорання або оплавлення соплових лопаток турбіни.

9.Рівень викидів диму (SN (Smoke number)), незгорілого палива і газообразних речовин, що забруднюють атмосферу оксидів азоту (NO_x), оксидів вуглецю (CO), незгорілих вуглеводнів (HC) - повинен відповідати міжнародним нормам ІКАО і Авіаційних правил.

10. Здатність працювати на різних паливах як вітчизняних, так і зарубіжних.

За конструкцією камери згоряння бувають трубчасті, трубчасто-кільцеві і кільцеві.

Трубчаста камера згоряння показана на Рис. 2.3.1. Трубчасті камери згоряння застосовували на ГТД першого покоління з відцентровим компресором. Такі камери згоряння мають свій індивідуальний зовнішній корпус. Їх рівномірно розміщують по колу. Для забезпечення прийнятної окружної рівномірності поля температур газу перед турбіною на виході з кожної камери згоряння передбачений газосборник. При цьому всі суміжні газозбірники змикаються перед турбіною, як би утворюючи своєобразне розрізне кільце. Необхідність такого конструктивного рішення обумовлена прагненням по можливості згладити окружну нерівномірність поля температур газу на вході в турбіну.

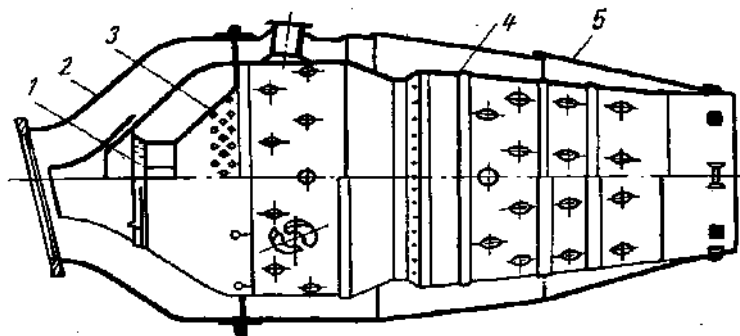


Рис. 2.3.1. Конструкція трубчастої камери згоряння: 1 - завихритель; 2 - дифузор; 3 - фронтове пристрій; 4 - жаровая труба; 5 - корпус

Кільцеві і трубчасто-кільцеві камери згоряння використовують в двигунах з осьовим компресором. На Рис. 2.3.2 показана камера згоряння трубчасто-кільцевого типу. У такій камері згоряння внутрішній і зовнішній корпуси є кільцевими, а всередині них рівномірно по колу розміщені жарові труби (як правило, їх 12). На виході з жарових труб також передбачені газозбірники, як і у камер згоряння трубчастого типу.

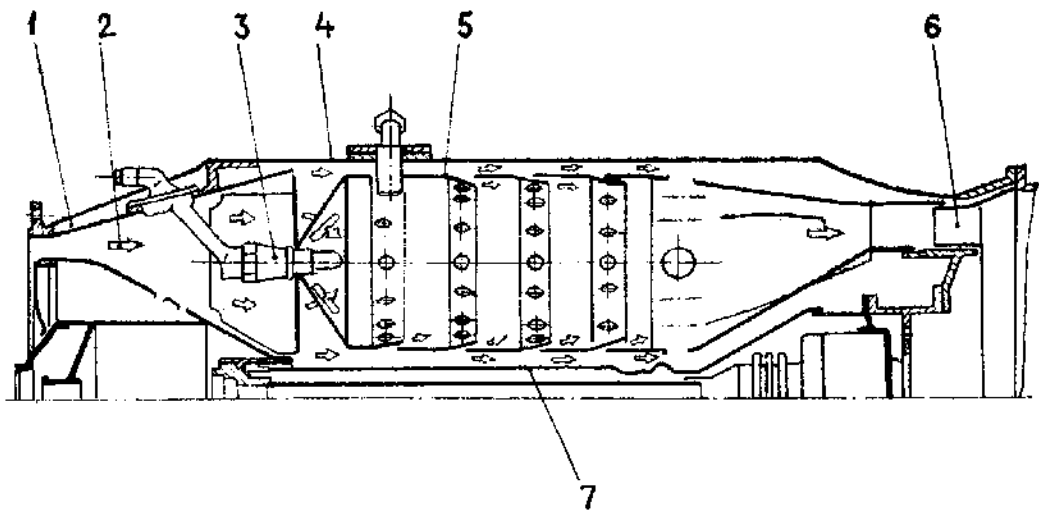


Рис.2.3.2. Трубчасто-кільцева камера згорання:

1 - дифузор; 2 - потік повітря; 3 - форсунка; 4 - зовнішній корпус;
5 - жарова труба; 6 - газосборник; 7 - внутрішній корпус

Кільцеві камери згорання (рис.2.3.3) є більш компактними. Вони забезпечують більш рівномірний окружне поле температур газу перед турбіною, але їх доведення складніше в порівнянні з іншими типами камер згорання.

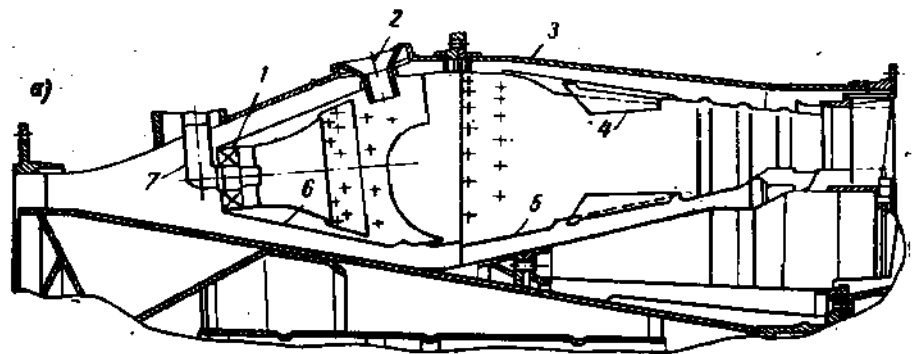


Рис. 2.3.3. Кільцева камера згорання (двигун НК-12): 1 - завихритель потоку повітря; 2 - фіксатор жарової труби; 3 - зовнішній корпус; 4 - змішувач; 5 - кільцева жарова труба; 6 - фронтове пристрій; 7 - форсунка

Основні труднощі, що виникають при створенні конструкцій камер згорання, пов'язані з тим, що процес спалювання палива повинен відбуватися в потоці, що рухається з великою швидкістю.

Лекція 11

11. Поняття про горіння вуглецеводневих палив. Теоретично необхідна кількість повітря для згорання 1 кг палива. Коефіцієнт надлишку повітря.

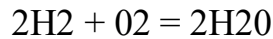
Організація процесу горіння в камері згорання.

Теплова енергія виділяється в результаті реакції горіння (згорання) палива, тобто з'єднання палива з киснем повітря. Реакція згорання палива

протікає між парами палива і киснем повітря. Паливо, перш ніж згоріти, має перейти в газоподібний стан - випаруватися, хоча відбувається горіння і з поверхні крапельок палива.

У турбореактивних двигунів згорання палива відбувається в камерах згорання в пострімі стисненого і нагрітого повітря, що подається компресором. Зазвичай паливо складається з рідких вуглеводнів, тобто із з'єднань вуглецю і водню.

Розглянемо згорання водню. Реакція згорання водню протікає так:

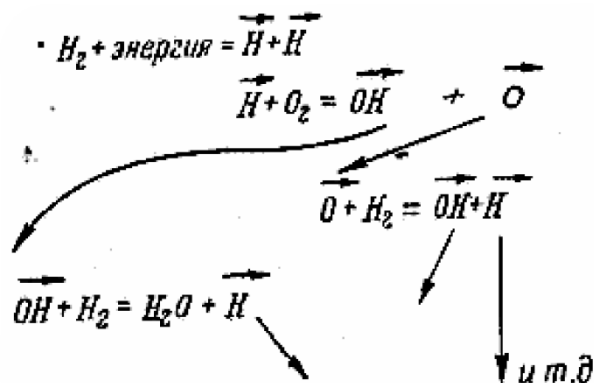


Але таке протікання реакції рисоймовірно, тому що повинні одночасно зустрітися, зіткнутися три молекули.

Більш ймовірно, що під дією стороннього джерела енергії (електрична іскра, факел полум'я, промінь світла) молекула водню розпадається на два активних атома, які і вступають в реакцію. Будемо позначати активні атоми + зверху. Тоді ланцюг реакції згорання можна зрисувати таку картину, як зображено на Рис. 21.

Активний атом водню Н, що володіє надлишком енергії, стикається з молекулою кисню O_2 . В результаті утворюються: активна група $\text{OH} +$ і активний атом кисню $\text{O} +$.

Група $\text{OH} +$ при зустрічі з молекулою водню H_2 утворює молекулу води і активний атом водню Н.



Активний атом кисню $\text{O} +$ зустрічається з молекулою водню, утворює ще одну активну групу $\text{OH} +$ і активний атом водню $\text{H} +$.

Рис.5.1 Схема ланцюгової реакції горіння водню

Виходить ланцюг реакції, що йде або до кінця, поки не згорять всі молекули палива, або до обриву ланцюга.

Обрив ланцюга - це зіткнення активного атома з інертною молекулою азоту або зустріч (удар) зі стінкою камери згорання.

Реакція згоряння обов'язково починається від стороннього джерела енергії. Горючу суміш треба підпалити. Цим стороннім джерелом енергії в турбореактивних двигунів є потужна електрична іскра. Надалі суміш палива з повітрям спалахує від факела полум'я.

При низьких температурах реакція окислення йде повільно - багато тепла йде в навколишнє середовище і рідко на активацію молекул.

З ростом температури і тиску реакція окислення протікає дуже швидко з більшим виділенням тепла і різким підвищенням температури.

Реакція згоряння супроводжується бурхливим виділенням тепла, процес згоряння становиться видимим - молекули продуктів згоряння випромінюють світлові і теплові промені. При згорянні змінюються параметри газу - різко підвищується його температура, збільшується питома обсяг (газ розширюється), змінюється швидкість руху.

Згоряння палива може бути повне і неповне.

При повному згорянні виділяється найбільша кількість тепла і виходять такі продукти згоряння, який не здатні до подальшого з'єднання з киснем.

При повному згорянні вуглецю (C) утворюється вуглекислий газ:
$$C + O_2 = CO_2$$

Вуглекислий газ не горить, горіння не підтримує. При згорянні водню образуються пари води, які, як відомо, горіння не підтримують.

При неповному згорянні палива виділяється не все тепло палива, і утворюються продукти згоряння, здатні до подальшого з'єднання з киснем, - вони можуть ще горіти і виділяти тепло, але часто вони пропадають без використання.

При неповному згорянні вуглецю утворюється окис вуглецю:
$$2C + O_2 = 2CO$$

Окис вуглецю або чадний газ здатний горіти (з'єднуватися з киснем), при цьому буде виділятися тепло і утворюватися вуглекислий газ. Неповне згоряння вказує, що в двигуні паливо використовується не повністю.

Теоретично необхідна кількість повітря

Для повного згоряння 1 кг палива необхідно витратити певну кількість повітря. Якщо повітря взяти недостатню кількість, то буде відбуватися неповне згорання палива. Якщо повітря взяти більше, ніж треба для повного згоряння 1 кг палива, то продукти згоряння будуть мати більш низьку температуру, ніж при повному згорянні палива, а реакція згоряння буде протікати повільно, мляво.

Теоретично необхідною кількістю повітря називається то найменше кількість повітря, яке необхідно витратити для повного згоряння 1 кг палива. Позначається теоретично необхідну кількість повітря буквою L_0 .

Наприклад, для повного згорання 1 кг гасу необхідно ізрасходовать 15 кг повітря.

Норрисьна, багата і бідна паливо-повітряні суміші

При утворенні і згорянні горючої суміші на кожен кілограм палива може витрачатися різну кількість повітря. Таким чином кількість повітря, яке дійсно витрачається на спалювання 1 кг палива, називається дійсним кількістю повітря і позначається буквою L_d .

Якщо теоретично необхідне кількості повітря - величина визначена для кожного сорту палива, то реальна кількість повітря може мати практично будь-яку величину: 7, 10, 15, 70, 100 і т. Д. Кілограмів повітря на кожен кілограм палива, що спалюється.

Для оцінки якості горючої суміші, що утворюється і згоряє в зоні згорання, служить коефіцієнт надлишку повітря. Коефіцієнтом надлишку повітря називається відношення дійсно поданого кількості повітря L теоретично необхідного; позначається він грецькою буквою α (альфа):

$$\alpha = \frac{L_d}{L_0}$$

Це безрозмірний коефіцієнт; він показує, у скільки разів дійсну кількість повітря, що витрачається на згорання 1 кг палива, більше або менше теоретично необхідної кількості повітря.

Паливо - повітряна суміш, складена з 1 кг гасу і 15 кг повітря, називається норрисьної (теоретичної) сумішшю. Коефіцієнт надлишку повітря для неї дорівнює 1.

Всі знайомі з газової освітлювальної лампою. Подивіться, як відбувається в ній згорання гасу (Рис. 5.2, а). Гас по гноті подається до пальника, де випаровується. Пари гасу перемішуються з повітрям і згорають в зоні горіння, даючи яскравий факел полум'я. Яскраве стійке полум'я і відсутність кіптяви вказує, що в зону горіння подається як раз стільки повітря, скільки його необхідно для повного згорання гасу. У зоні горіння утворюється норрисьна суміш з $\alpha = 1$ або трохи збагачена. У зоні горіння камери згорання реактивного двигуна також намагаються отримати норрисьву або трохи збагачену суміш - вона добре загоряється від електричної іскри і стійко горить.

Збільшимо подачу гасу - вивернемо гніт, при цьому полум'я стане темним, почне коливатися, з'явиться кіптява (Рис. 5.2, б). Чому? Тому, що подача повітря залишилася майже незмінною, так як розмір скла не змінився, а подача палива збільшилася, і топливовоздушная суміш стала багатою паливом. При згорянні багатой суміші кисню не вистачає, щоб згорів весь гас, тому частина гасу залишається незгорілою і відлітає у вигляді диму і кіптяви.

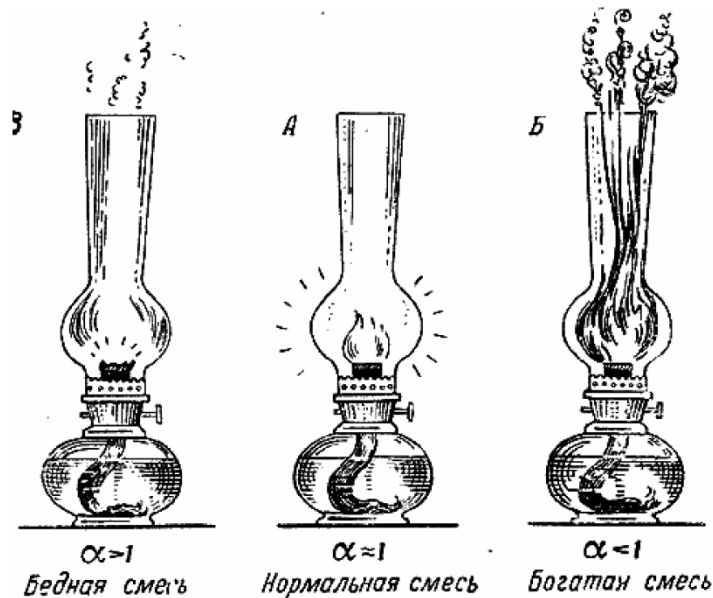


Рис. 5.2 Горіння бідної, нормальної і багатого сумішей

Паливноповітряна суміш, в якій на 1 кг гасу доводиться повітря менше 15 кг, називається багатого сумішшю. Коефіцієнт надлишку повітря у багатій суміші менше одиниці: $\alpha < 1$.

Чим більше збільшувати подачу гасу в лампу, тим багатшою буде суміш. Полум'я почне блимати, виділення кіптяви збільшиться - процес горіння гасу буде ідти нестійкий, мляво, і при сильному збагаченні суміші полум'я згасне. Для поліпшення процесу згоряння суміш треба збіднити - зменшити подачу гасу. Будемо зменшувати, подачу палива - ввертати гніт. Полум'я почне переходити в яскраво-жовтий колір, це означає, що топливовоздушная суміш має нормальний склад, тобто у неї $\alpha = 1$. при дальнейшем ввертывании гніту полум'я лампи з яскраво-жовтого буде переходити в синій, голубой колір, полум'я почне тремтіти, спалахувати - процес горіння стане нестійким (Рис. 5.2, в).

Що ж сталося з горінням? Кількість повітря, що протікає через лампу, залишилося незмінним, а кількість гасу, що надходить в зону горіння, зменшилася, горюча суміш стала бідною. Бідна суміш горить повільно, погано підпалюється (тому при розпалюванні лампи вивертається гніт).

Таким чином, якщо в суміші на 1 кг гасу доводиться повітря більше 15 кг, то така суміш називається бідною. Коефіцієнт надлишку повітря в бідній суміші більше одиниці $\alpha > 1$. Наприклад, суміш, що складається з 1 кг гасу і 20 кг повітря, буде бідною. При згорянні її згорить весь гас, але частина кисню повітря залишиться неискористовуватися. Відпрацьовані гази бідної суміші горіти не можуть.

У турбореактивних двигунів в залежності від режиму роботи на кожен кілограм згорає гасу припадає від 50 до 90 кг повітря.

Отже, через двигун протікає в 3 - 6 разів більше повітря, ніж необхідно для повного згорання палива, що подається в камери згорання. За пропозицією інженера Базарова (1924 г.) повітря в камері згорання розділяється на два потоки, менша частина його направляється в зону горіння і використовується там для окислення палива (для згорання палива). У зоні горіння домагаються освіти норрисьної суміші, яка добре горить. Інша, більша частина повітря (вентиляційний або вторинний віздух) в горінні не бере, вона служить тільки для охолодження нагрітих деталей двигуна і для "розведення" продуктів згорання, що утворюються в зоні горіння.

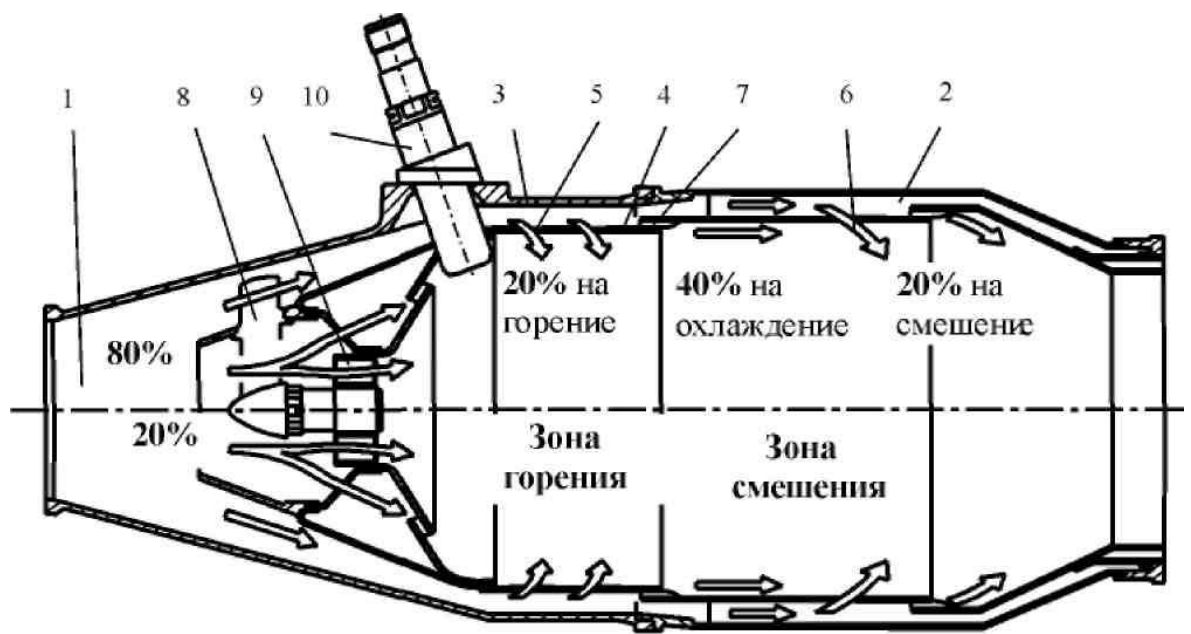
Найбільшу тягу (потужність) двигун розвиває при $\alpha = 0,85-0,9$. Пределі стійкого горіння суміші $0,4 < \alpha < 1,4$.

Лекція 12

12.Здійснення процесу горіння в камері згорання

Попри всю різноманітність конструкцій КС її схему і відбуваються в ній процеси можна представити в такий спосіб (див. Рис. 5.3 і 5.4). Повітря надходить з компресора в КС з великою швидкістю - в сучасних двигунах до 150 м / с. Втрати повного тиску в КС при підводі тепла до -поток, який рухається з такою швидкістю, були б неприпустимими і досягали б четвертої частини по височини тиску повітря в компресорі. для снівання втрат тиску і перетворення частини кигенетичних енергії в приріст статичного тискуна швидкість повітряного потоку після компресора повинна бути значно знижена. Тому на всіх ГТД після компресора розташовується дифузор 1 (Див. Рис. 5.3).

Далі повітря надходить в кільцеві канали 2 між корпусом 3 і жарової трубою 4, а потім в жарову трубу. В жаровій трубі повітря розподіляється по отворах двох умовних зон - зони горіння 5 (первинна зона) і зони змішання 6. Крім цього, повітря також надходить в отвори 7 для охолодження гарячих стінок жарової труби. Топ В первинній зоні за допомогою фронтового пристрою



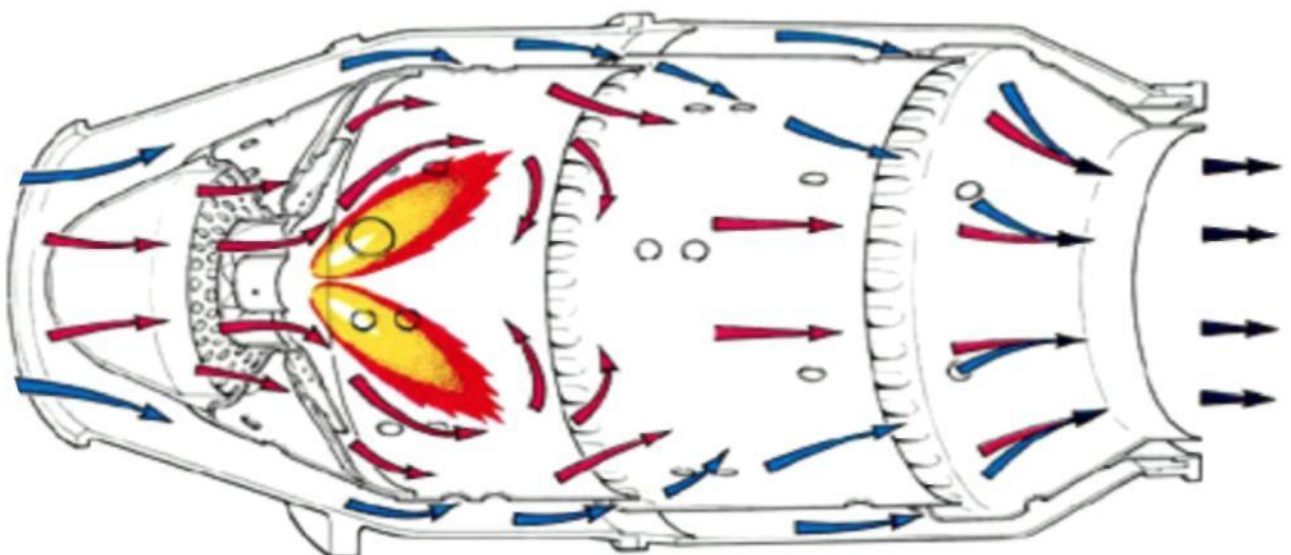
(ФУ) 9 організовується зона з рисими швидкостями. У цій зоні процес горіння підтримується за рахунок циркуляційного течії продуктів горіння, безперервно підпалюють свіжу палив-вовоздушную суміш (ТВС). При запуску двигуниля займання ТВС в КС здійснюється за допомогою електричної свічки 10 або воспламувача.

Рисуюнок 5.3 - Загальна схема і розподіл повітря в КС

1 - дифузор; 2 - кільцеві канали; 3 - корпус КС; 4 - жарова труба; 5 - отвори первинної зони; 6 - отвори зони змішання; 7 - отвори охолодження; 8 - паливна форсунка; 9 - фронтове пристрій; 10 - свічка запалювання

Циркуляційний протягом в первинній зоні забезпечує стабільність і ефективність горіння. Ставлення витрати палива і повітря в первічній зоні є найважливішим фактором, впливаюцим на процес горіння і робочі характеристики КС. Для забезпечення стійкого процесу гореня на всіх режимах роботи двигуна в первинну зону подається тільки частина повітря. Залежно від способу спалювання палива це кількість віздуху може змінюватися. На Рис. 5.3 наведено розподіл повітря в жаровій трубі для типової КС, де 20% повітря надходить у ФУ, а 80% в жаровую трубу (20% в зону горіння, 20% в зону змішування і 40% на охолодження стінок). Іноді первинну зону (зону горіння) поділяють на дві зони - зону циркуляції і зону догорання палива (проміжну зону).

У зоні змішання продукти згоряння разбаналюють повітрям до необхідної температури, тим самим на виході з КС формується стабільне і оптирисьне поля температур для забезпечення працездатності турбіни.



Рисюнок 5.4 - Модель повітряного потоку і стабілізації полум'я в КС

Експлуатаційні характеристики камер згоряння

У реальних умовах експлуатації основні та форсажні камери згоряння авіаційних ГТД працюють в широкому діапазоні значень коефіцієнтів надлишку повітря та інших параметрів, які суттєво впливають на процес горіння палива.

Залежності, що показують, як змінюється коефіцієнт повноти згоряння при зміні коефіцієнта надлишку повітря, а також тиску, температури і швидкості потоку на вході в камеру згоряння, називаються характеристиками камери згоряння (по повноті згоряння). Залежно меж стійкого горіння від параметрів потоку на вході в камеру згоряння називаються сивними характеристиками камери.

Для камери згоряння, розрахованої на помірне значення температури газів перед турбіною ($1100 \dots 1200^\circ$), Максимальне значення коефіцієнта повноти згоряння досягається при значеннях коефіцієнта надлишку повітря рівних 5, а при великих і менших значеннях коефіцієнт повноти згоряння помітно знижується.

Зменшення повноти згоряння при знижених значеннях коефіцієнта надлишку повітря пояснюється наступними причинами. У зоні горіння коефіцієнт надлишку повітря значно нижче, ніж в середньому для всієї камери. Тому при зниженні коефіцієнта надлишку повітря відбувається переобогачення зони горіння, в результаті якого через нестачу кисню паливо згорає в ній не повністю і пари його частково виносяться в зону змішування, де через різке зниження температури горіння припиняється. При надмірному перебагаченні зони горіння настає різке зниження температури газів в зоні зворотних струмів, результатом якого є припинення горіння (зрив полум'я).

При збільшенні коефіцієнта надлишку повітря зона горіння збіднюється і містить цілком достатня кількість кисню для забезпечення повного згоряння. Але швидкість горіння при цьому падає, в результаті чого частина горючої суміші не встигає прореагувати повністю в зоні горіння і виносяться в зону змішування, де через різке зниження температури горіння припиняється. При занадто великому збідненості суміші температура зони зворотних струмів падає настільки, що її підпалюють здатність стає недостатньою і настає "бідний" зрив полум'я.

З підйомом на висоту зменшується щільність повітря і різко падає повнота згоряння палива.

Збільшення швидкості повітря на вході в камеру веде до зниження коефіцієнта повноти згоряння внаслідок зменшення часу перебування горючої суміші в зоні високих температур. Але при надмірному зниженні швидкості повнота згоряння може також знизитися через різке зменшення ступеня турбулентності потоку.

Діапазон значень коефіцієнта надлишку повітря, в якому забезпечується стійке горіння палива в основних камерах згоряння, змінюється при зміні тиску, температури і швидкості газового потоку на вході в камеру згоряння так же (в якісному відношенні), як і повнота згоряння. На сталих режимах роботи двигуна коефіцієнт надлишку повітря зазвичай змінюється в порівняно невеликому діапазоні, істотно більш вузькому, ніж межі стійкого горіння.

Але при різкому переміщенні важеля керування двигуном (РУД) на збільшення або зменшення подачі палива коефіцієнт надлишку повітря може змінюватися в досить широких межах. Внаслідок гетерогенності горючої суміші і наявності зворотних струмів процес горіння залишається стійким в широкому діапазоні значень коефіцієнта надлишку повітря, хоча коефіцієнт повноти згоряння може в цьому випадку помітно знижуватися.

При збільшенні висоти польоту через одночасне падіння повного тиску і температури за компресором межі стійкого горіння істотно звужуються, особливо в області бідних сумішей.

Для виключення небезпеки зриву полум'я при необхідності різкого дроселювання двигуна багато ГТД забезпечуються пристроєм, що не допускає зниження витрати палива нижче деякого мінімального значення, обраного з таким розрахунком, щоб, незважаючи на різке збільшення коефіцієнта надлишку повітря, горіння в камері згоряння набув сталості в будь-яких умовах польоту.

Лекція 13

13.Газова турбіна: призначення, типи.

Газова турбіна являє собою конструктивну будову, в якому відбувається перетворення енергії газового потоку в механічну енергію, передану у вигляді крутного моменту для приводу компресора, вентилятора, гвинта (в залежності від типу ГТД), а також для приводу агрегатів рухових і літакових систем.

Турбіна є найважливішим вузлом двигуна. Від її працездатності в значній мірі залежить ресурс і надійність двигуна. Тому до неї висувають цілий ряд досить жорстких вимог. Основні з них:

- висока надійність;
- великий ресурс;
- мінімально можливі маса і габаритні розміри;

простота конструкції;
високий ККД;
мініміально можливий потреби витрачається повітря на охолодження найбільш нагрітих елементів турбіни;
забезпечення прийняттого теплового режиму підшипникових вузлів;
забезпечення теплового режиму стінок масляних порожнин опор, що виключають
можливість термічного розкладання, коксування і загоряння масла;
технологічність конструкції, що забезпечує ремонтпридатність;
забезпечення можливості огляду стану лопаток в процесі експлуатації і діагностики працездатності вузла.

Саме з урахуванням комплексу цих вимог здійснюють вибір конструкції турбіни, матеріалів її деталей і виробляють проектування системи охолодження найбільш нагрітих елементів турбіни, а також систем наддуву ущільнень і суфлювання масляних порожнин її підшипникових опор.

Будова і принцип дії. Активна і реактивна ступінь турбіни. Ступінь реактивності турбіни. План швидкостей ступені. Робота і К.К.Д. на робочому колесі турбіни. Залежність ККД. від основних факторів (аналіз втрат на РК).

Принцип роботи осьової одноступінчастої турбіни

сопловим апаратом називається один ряд нерухомих лопаток статора. Робочим колесом турбіни називають один ряд лопаток ротора. Поєднання соплового апарату і робочого колеса називається ступенню газової турбіни. Для розгляду принципу роботи турбіни розсічемо лопатки соплового апарату і робочого колеса (Рис. 6.1) циліндричною поверхнею 3-3", соосной з поздовжньою віссю турбіни, і розгорнемо перетин на площину.

На вході в сопловий апарат газ має тиск p_3 , температуру t_3 і абсолютну швидкість c_3 . Канал, утворений лопатками соплового апарату, звужується. Площа перетину 1'-1' менше площі 1-1. Це досягається відповідним профілюванням лопаток. При проході газу по сужаючомуся каналу соплового апарату швидкість його збільшується від c_3 до c_3' , а тиск і температура зменшуються відповідно від значень p_3 і t_3 до p_3' і t_3' . Таким чином, про канали соплового апарату відбувається перетворення частини запасу повної енергії газового потоку в кінетичну енергію руху.

Газ з збільшилася кінетичною енергією під кутом α прямує лопатками соплового апарату на лопатки робочого колеса турбіни. Так як робоче колесо обертається з окружною швидкістю u , відносна швидкість газу на вході в нею

w_3' визначається як геометрична різниця між вектором швидкості c_3' і вектором окружної швидкості u . При цьому значенні абсолютної швидкості величина і напрямок відносної швидкості w_3' залежать від окружної швидкості u .

Для забезпечення ненаголошеного входу газу в робоче колесо передні кромки робочих лопаток встановлюються у напрямку відносної швидкості w_3' .

Робочі лопатки спрофільовані таким чином, що вони утворюють криволінійні канали, в яких газ змінює напрямок руху.

У реактивній турбіні межлопаточний канал робочого колеса звужується (перетин $2'-2'$ менше перетину $2-2$), що призводить до прискорення газового потоку. Відносна швидкість w_3'' на виході з межлопаточного каналу збільшується, а тиск p_3'' , температура t_3'' зменшуються. Абсолютна швидкість газового потоку c_3'' на виході з каналів робочих лопаток, рівна геометричній сумі відносної швидкості w_3'' і окружної швидкості u , 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 опуклих і увігнутих сторін лопаток різні, чому відповідно виникає і різниця тисків. Крім того, газовий потік ударяється об увігнуту сторону 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 в звужуються міжлопатковому каналах на робочі лопатки діє реактивна сила R .

Активну силу P_a і реактивну силу R можна представити у вигляді двох складових. Осьові складові $P_{a,os}$ і R_{os} спрямовані по осі двигуна. Різниця осьових складових сил створює осьове зусилля, що діє на робоче колесо і передане через підшипники на корпус двигуна. Окружні складові $P_{a,окр}$ і $R_{окр}$,

прикладені до лопаток робочого колеса, створюють крутний момент на валу турбіни $M_{кр}$.

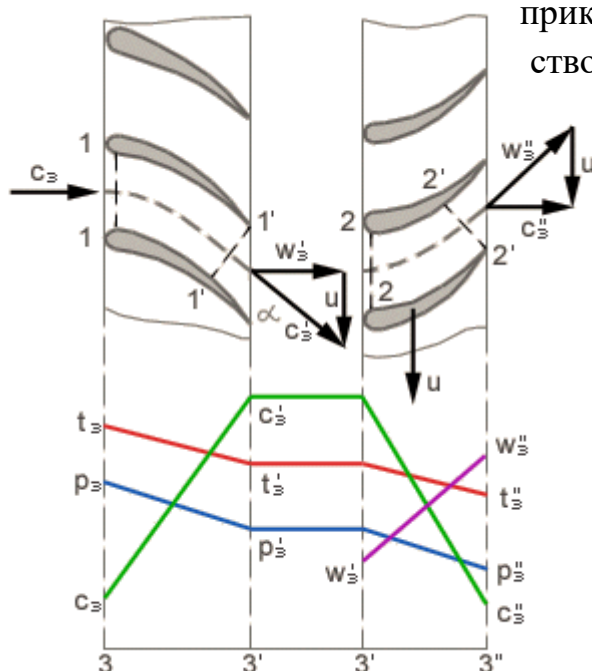




Рис.6.1 Робота ступені турбіни

Лекція 14

14.Основні параметри ступені газової турбіни

Ставлення тиску перед і за ступенем турбіни являє собою ступінь зниження тиску газу в ступені або ступенем розширення газу.

Для стислості її можна називати перепадом тиску ступені, середнє значення якої дорівнює 1,7 ... 2,2, але в окремих випадках досягає 2,5-2,8.

Робота адіабатичного розширення газу на ступені турбіни називається адіабатичній роботою ступені або располаємим теплоперепадом.

Ставлення корисної роботи до располагаемой адіабатичній роботі розширення газу в параметрах загальмованого потоку називається ККД ступені.

На розрахунковому режимі роботи ККД ступені турбіни зазвичай дорівнює 0,9 ... 0,92.

Кут між вектором абсолютної швидкості і осьовим напрямком на виході з соплового апарату зазвичай дорівнює 20-35°. Кут між вектором абсолютної швидкості і осьовим напрямком на виході з ступені для одноступінчастої турбіни або останнього ступеня багатоступінчастої турбіни щоб уникнути підвищених втрат в реактивному соплі повинен бути близький до 90° і зазвичай відрізняється від цього значення не більше, ніж 5-10 град. Для першої і проміжних ступенів турбіни відхилення вектора абсолютної швидкості на виході з ступені від осьового напрямку може бути більш значним (від 20-25°). Абсолютна швидкість газу на виході з ступені може змінюватися в широких межах, досягаючи 300-400 м / с, в залежності від розташування ступені в турбіні і температури газів. Більш характерною величиною є число М на виході

з робочого колеса, яке для турбін ТРД зазвичай перевершує значення 0,45 ... 0,55, але в ТВД і вертолітних ГТД з метою скорочення їх габаритних розмірів доводиться іноді до 0,65-0,7.

Коефіцієнт навантаження ступені є одним з найбільш важливих параметрів, так як визначає роботу, яку можна отримати в ступені при даній окружній швидкості.

У турбінах авіаційних ГТД великим значенням коефіцієнта навантаження відповідає менше значення ККД ступені.

Ступінь реактивності ступені являє собою відношення наявного теплоперепада в робочому колесі до що розташовується Теплоперепад в ступені.

Ступінь реактивності показує, як розподіляється загальний адіабатичний теплоперепад між апаратом і робочим колесом.

Ступінь, що має ступінь реактивності, рівну нулю, тобто рівні тиску на вході і виході робочого колеса, називається активною. Для авіаційних турбін на середньому радіусі зазвичай ступінь реактивності дорівнює 0,3 ... 0,4. Це означає, що 60 ... 70% розполагаемой енергії спрацьовується на лопатках соплового апарату, а 30 ... 40% на лопатках робочого колеса.

Застосування турбін, що мають ступінь реактивності більш нуля, обумовлюється їх більш високим ККД. Збільшення ступеня реактивності відповідає збільшенню ступеня конфузorno течії газу в решітці робочого колеса, що призводить до зниження втрат в колесі і зростання ККД.

Основні параметри і характеристики турбінних решіток

Основною відмінністю турбінних решіток від решіток, що застосовуються в осьових компресорах, є їх конфузornость, тобто звуження міжлопатковому каналів від входу до виходу (у всякому разі для соплового апарату) і пов'язане з ним зростання швидкості і падіння тиску газу. Прикордонний шар на поверхні лопаток (за винятком місцевих диффузорних ділянок) знаходиться тут під впливом перепаду тисків, що сприяє прискоренню його руху. В результаті прикордонний шар в турбінних решітках виявляється більш тонким і значно більш стійким, ніж в компресорах. Це проявляється як в значно менших коефіцієнтах втрат, так і у відсутності розвинених срывних течій, які могли б привести до нестійкої роботи турбіни.

Лекція 15

15. Вихідний пристрій: призначення, вимоги, типи, параметри. Зміна параметрів стану газу у вихідному пристрої ТРД з нерегульованим соплом.

Вихідні пристрої ГТД призначені для перетворення теплової і потенційної енергії газу після турбіни (або за ФК у ТРДДФ) в кінетичну енергію реактивної тяги. Крім того, вони забезпечують підтримку відповідного режиму роботи турбокомпресора за рахунок підбору необхідних площ в соплах.

Основні вимоги до вихідних пристроїв:

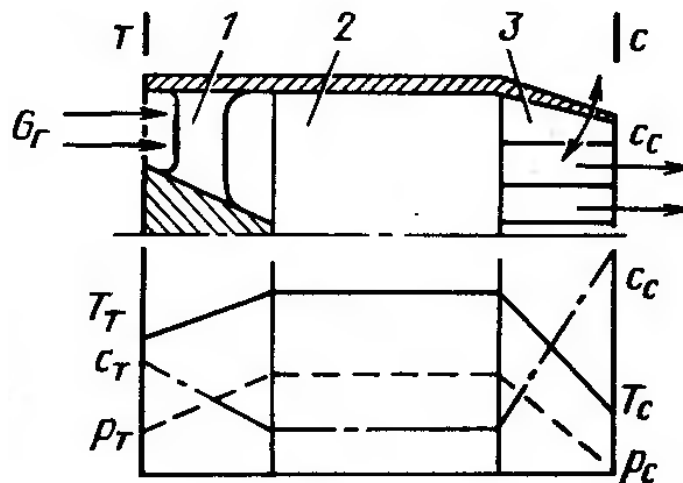
- мінімальні гідравлічні втрати повного тиску газу на ділянці від вихідного перетину турбіни до вихідного перетину сопла,
- мінімальні маса і габарити пристрою,
- надійна і безвідмовна робота.

Додаткові вимоги до вихідних пристроїв визначаються призначенням і конструкцією літака, а також розташуванням двигуна на з амолете.

Залежно від наявного перепаду тисків на реактивному соплі розрізняють дозвукові і надзвукові вихідні пристрої. Останні, в свою чергу, поділяються на регульовані сопла Лавалю, сопла з центральним тілом і ежекторні сопла.

Конструкція вихідного пристрою включає такі основні елементи (Рис. 7.1): затурбінний дифузор (1); 2 - подовжувальну трубу (2); реактивне сопло (3).

Рис. 7.1. Основні елементи вихідного пристрою і зміна параметрів потоку



по тракту

Затурбінний дифузор забезпечує плавний перехід кільцеподібного в поперечному перерізі потоку, що впливає на газу турбіни (перетин т-т), в потік з перетином круглої форми. Крім того, спрямляються зручнообтікаемі стійки, що з'єднують внутрішній і зовнішній корпуси дифузора, розкручують потік газу, докручений турбіною.

В процесі проходження газу через дифузор відбувається гальмування потоку, в результаті чого збільшуються його тиск і температура. Швидкість потоку при цьому падає. Такий характер зміни параметрів газового потоку

сприятливо позначається на роботі форсажній камери (для ТРДФ), так як при цьому підвищується стійкість і ефективність горіння.

Подовжувальна труба служить для підведення газового потоку до реактивному сопла з рисими втратами енергії всередині каналу і через його стінки. Розміри подовжувальної труби визначаються компонованням двигуна на літальному апараті.

Реактивний, сопло є головним елементом вихідного пристрою. З його допомогою виробляється прискорення газового потоку з метою отримання потужного вихідного імпульсу (реактивної тяги). При розширенні газу в соплі відбувається перетворення потенційної енергії потоку (наявного теплоперепада) в кінетичну енергію спрямованого руху газу.

Режим течії газу в реактивному соплі з незмінною геометрією проточної частини (нерегульованому соплі) характеризується в основному температурою газу в початковому перерізі сопла і перепадом тиску в каналі.

Температура газу в початковому перерізі сопла при постійній ступеня форсування двигуна практично зберігається незмінною. Режим течії газу в соплі з незмінною геометрією каналу визначається перепадами тиску газу в каналі.

Кількісно перепад тиску газу в каналі сопла оцінюється повної (або розташовується) ступенем розширення газу. Повної ступенем зниження тиску (розширення) газу в соплі π^* називають відношення повного тиску перед соплом p_t^* до статичному тиску навколишньої атмосфери p_H .

Величина повної ступеня зниження тиску газу в соплі і діапазон її зміни залежать від типу ГТД, режиму роботи двигуна і польоту літака.

Зміна геометричних параметрів каналу характеризується величиною відносної площі зрізу сопла. Відносна площа сопла $\overline{F_c}$, виражається ставленням площі зрізу F_c , до площі критичного перетину сопла $f_{кр}$ в якому швидкість потоку дорівнює швидкості звуку. При цьому перепад тиску між початковим і критичним перетинами каналу зберігається незмінним.

Для суміші повітря з продуктами згорання вуглеводневих палив при сучасних рівнях температур величина критичного перепаду тисків дорівнює 1,86.

При перепадах тисків, менших критичного, для розгону дозвукового потоку газу за допомогою сопел використовуються звужуються канали.

Для прискорення газового потоку до надзвукових швидкостей необхідно застосовувати сужаюче-розширюють канали або сопла Лавалля. Перепад тисків у каналі такого сопла повинен бути більше величини критичного перепаду. При цьому критичним перетином (горлом) сопла є перетин, в якому площа поперечного перерізу мінімальна.

Для дозвукового сопла величина відносної площі зрізу сопла $\overline{F_c}$ дорівнює одиниці.

Відносна площа зрізу сопла визначає дійсну ступінь зниження тиску (розширення) газу в соплі, тобто швидкість потоку у вихідному перерізі каналу.

Дійсна ступінь розширення газу в соплі π^* Зоцінюється відношенням повного тиску в початковому перерізі сопла $p^* T$ до статичному тиску потоку в кінцевому перетині сопла $p^* C$. Величина дійсної ступеня зниження тиску газу в соплі залежить від геометричних параметрів сопла і зберігається постійною при зміні величини повної ступеня розширення газу $\pi^* P$.

Режим роботи сопла, при якому дійсна і розташовується ступінь розширення газу в соплі рівні ($\pi^* P = \pi^* C$), Називається розрахунковим режимом (Рис.7.2, а). На цьому режимі геометрія каналу проточної частини сопла відповідає режиму течії газу в ньому. При цьому процес повного розширення газу в соплі закінчується перетином на зрізі сопла (січ. С-с), тобто статичні тиску p_C і p_H в цьому випадку рівні.

Режим роботи вихідного пристрою часто характеризується відношенням істинного тиску на зрізі сопла p_C до тиску в невобуреному навколишньому середовищу

$$n = p_C / p_H.$$

На розрахунковому режимі $n = 1$.

Режими, при яких дійсний і наявний перепади тисків не рівні, називаються нерозрахованих режимами роботи вихідного пристрою. На нерозрахованих режимах роботи геометрія каналу проточної частини сопла не відповідає режиму течії газу в ньому, в результаті чого вихідний пристрій працює неефективно, з великими втратами тяги.

Якщо на розрахунковому режимі роботи сопла мають місце втрати тяги, пов'язані тільки з тертям газу об стінки каналу, з хвильовим опором, з непаралельністю і нерівномірністю поля швидкостей у вихідному перерізі сопла, то на нерозрахованих режимах роботи до перерахованих внутрішнім втрат тяги додаються втрати від недорасширення або перерасширення газу в соплі.

Розрізняють два види нерозрахованих режимів роботи сопла: режим роботи сопла з недорасширенням; коли наявна ступінь розширення газу більше дійсної

$\pi^* P > \pi^* C$ ($n > 1$, $p_C > p_H$) (Рис.7.2, в); режим роботи сопла з перерасширення, коли наявна ступінь розширення менше дійсної ступеня розширення газу

$$\pi^* P < \pi^* C$$
 ($n < 1$; $p_C < p_H$) (Рис.7.2, б).

Газодинамічне досконалість каналу, яке визначається рівнем внутрішніх втрат, а також втрат через нерозрахованих течії газу, оцінюється величиною безрозмірного коефіцієнта внутрішньої тяги сопла P_c .

Коефіцієнтом внутрішньої тяги починають відношення внутрішньої тяги сопла P_c до ідеальної тяги $P_{ид}$:

$$\overline{P_c} = P_c / P_{ид} < 1$$

ідеальною тягою називається внутрішня тяга ідеального сопла, в якому потік газу розширюється ізентропічески до тиску навколишнього середовища, а протягом газу у вихідному перерізі сопла є осьовим.

Втрати внутрішньої тяги сопла, пов'язані з обтіканням зовнішнім потоком вихідного пристрою, а також із взаємодією цього потоку з реактивним струменем, яка витікає з сопла, характеризуються величиною безрозмірного коефіцієнта зовнішнього опору вихідного пристрою S_x корм.

Зовнішній опір обумовлено наявністю сил тертя на граничній поверхні гондоли з зовнішнім потоком і наявністю застійних зон зниженого тиску (розрідження) в кормовій частині вихідного пристрою.

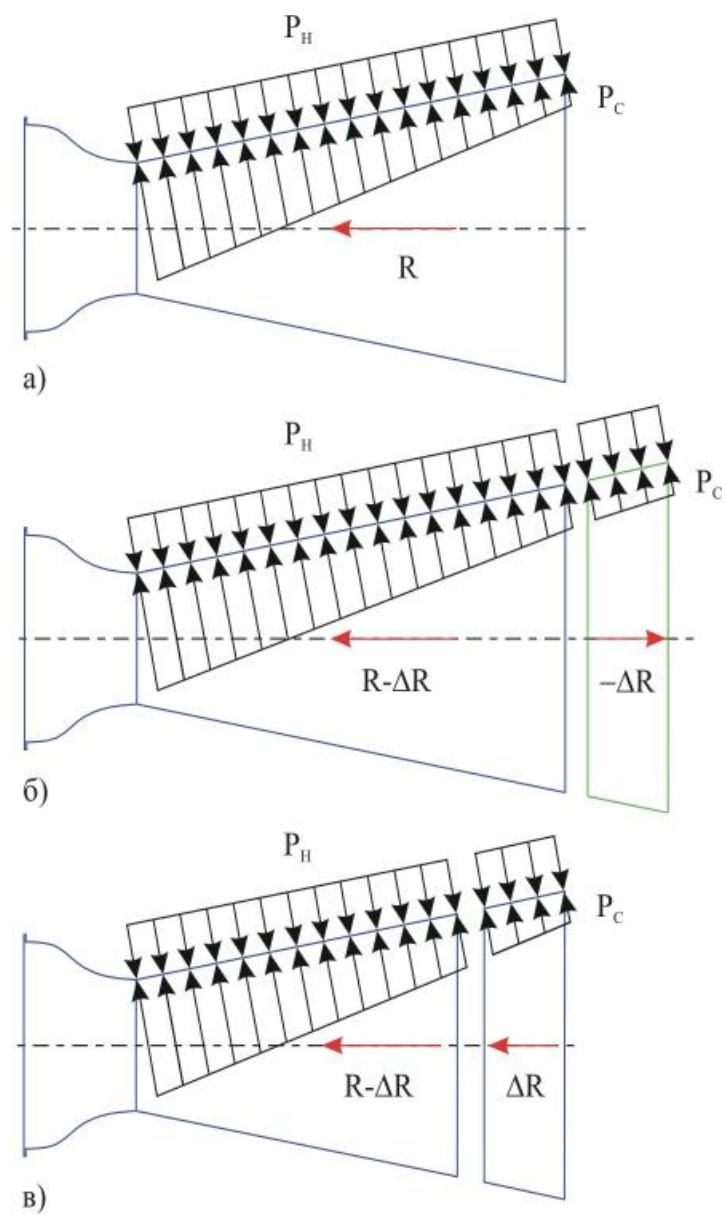


Рис. 7.2 Режимы роботи сопла Лаваля.