

**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 №3 - Камери згоряння та газові турбіни

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 камер згорання.
2. Типи камер згорання та їх порівняльна оцінка.
3. Призначення і вимоги до газових турбін.

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

Текст лекції

1. Призначення і вимоги до камер згорання.

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 задовольняти наступним вимогам:

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

$$Q_v = \frac{Q}{V_{\text{ж}} P_{\text{к}}} = 3600 \frac{H_U G_T}{V_{\text{ж}} P_{\text{к}}} \eta_{\Gamma}$$

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

G_T - секундна витрата палива (кг/с);

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

$P_{\text{к}}$ - тиск повітря (Па).

Чим більше теплонапруженість при заданій витраті палива, тим менше об'єм КС. Теплонапруженість КС сучасних ГТД складає (3,5 ... 6,5)*10⁶ (Дж/ч м³ Па).

1. Висока повнота згорання палива на всіх режимах роботи двигуна. Повнота згорання палива характеризується коефіцієнтом повноти згорання η_{Γ} , під яким зазвичай розуміють відношення кількості тепла, що виділився при

згоранні одиниці маси палива, до його теплотворної здатності. В сучасних камерах повнота згорання досягає 97 - 98%.

2. Надійний розжиг палива в земних і висотних умовах. У земних умовах розжиг повинен бути забезпечений в діапазоні температур від мінус 40 ° до плюс 40 ° С. Повинен бути забезпечений розжиг палива в умовах високогірного аеродрому - до висоти 4,5 км. Висотність розпалу для цивільних літаків - 9 км.

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

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

$$\sigma_{\text{КС}} = p_{\text{Г}}^* / p_{\text{К}}^*$$

В сучасних КС коефіцієнт відновлення повного тиску становить 0,94 ... 0,96.

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

7. Горіння повинно 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 згорання 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 газоподібних речовин, що забруднюють атмосферу оксидів азоту (NOx), оксидів вуглецю (CO), незгорілих вуглеводнів (HC) - повинен відповідати міжнародним нормам ІКАО і Авіаційних правил.

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

2. Типи камер згорання та їх порівняльна оцінка.

Найбільшого поширення у ГТД отримали три схеми КС - трубчасті, трубчасто-кільцеві і кільцеві.

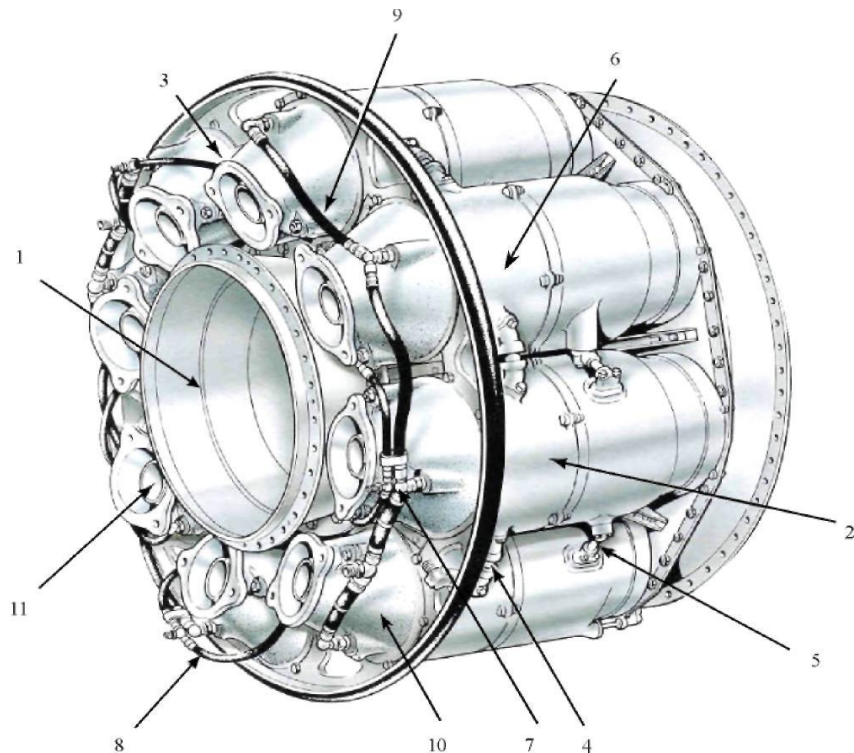
У трубчастій КЗ кожна жарова труба має окремий корпус і утворює індивідуальну трубчасту КС (див. Рис. 2.1). В авіаційних ГТД КЗ такої схеми виконують у вигляді блоку з декількох індивідуальних трубчастих КЗ. На Рис. 5.5 показана трубчаста КС з вісьмома індивідуальними трубчастими КЗ, розташованими навколо внутрішнього корпусу 1 двигуна. Корпуси 2 кожної індивідуальної КЗ з'єднуються з виходом компресора за допомогою фланця 3. Між собою корпуси індивідуальних КЗ і жарові труби з'єднані муфтами 4 для перекидання полум'я при розпалюванні ППС і вирівнювання тиску між жаровими трубами. Крім того, корпуси КЗ сполучені між собою дренажними трубами 5 для зливу палива при невдалий запуск двигуна. Холодна передня частина КЗ, в якій розташована система подачі палива, відокремлена від гарячої

задньої частини і гарячих корпусів турбіни, при зіткненні з якими може запалати паливо, протипожежної перегородкою 6.

Паливо в КС подається через форсунки 7. Паливо до форсунок подається через колектор 8 першого контуру і колектор 9 другого контуру. На вході в КЗ розташований дифузор 10. Жарові труби 1 (див. Рис. 2.2) для фіксації від переміщення в радіальному напрямку спираються в передній частині на форсунку 2, вставлену в завихрювач 3, а в осьовому напрямку фіксуються підвісками 4. повітря через повітрязабірник 5 надходить в -первинна зона жарових труб і далі через перфорацію - під ФУ 6 і завихрювач. Для забезпечення необхідного співвідношення між витратою повітря і палива через отвори 7 додатково підводиться повітря. Повітря в зону змішання поступає через отвори 8. Стінки жарових труб охолоджуються повітрям, що проходить через гофровані щілини 9. Вихідна частина жарових труб 10 телескопічно входить в індивідуальні газозбірники 1 (див. Рис. 2.3), що утворюють кільцеву вхід в перший сопловий апарат 2 турбіни.

Трубчасті КЗ застосовувалися на ранніх ГТД фірми Rolls-Royce (Nene), Allison (J-33), General Electric (J-47), ФГУП «Завод ім. В.Я. Климова» (ВК-1), ГТД-350 і ін.

Трубчасто-кільцева КЗ також складається з декількох окремих жарових



труб і газозбірників, але розташовуються вони в загальному кільцевому каналі між корпусами.

Рис. 2.1 - Трубчатая КС

1 - внутрішній корпус двигуна; 2 - корпус; 3 - фланець, з'єднання з компресором;

- 4 - пламеперебрасиваюча муфта; 5 - дренажна труба; 6 - протипожежна перегородка;
 7 - форсунка; 8 - колектор першого контуру; 9 - колектор другого контуру; 10 - дифузор;
 11 - забірник первинного повітря

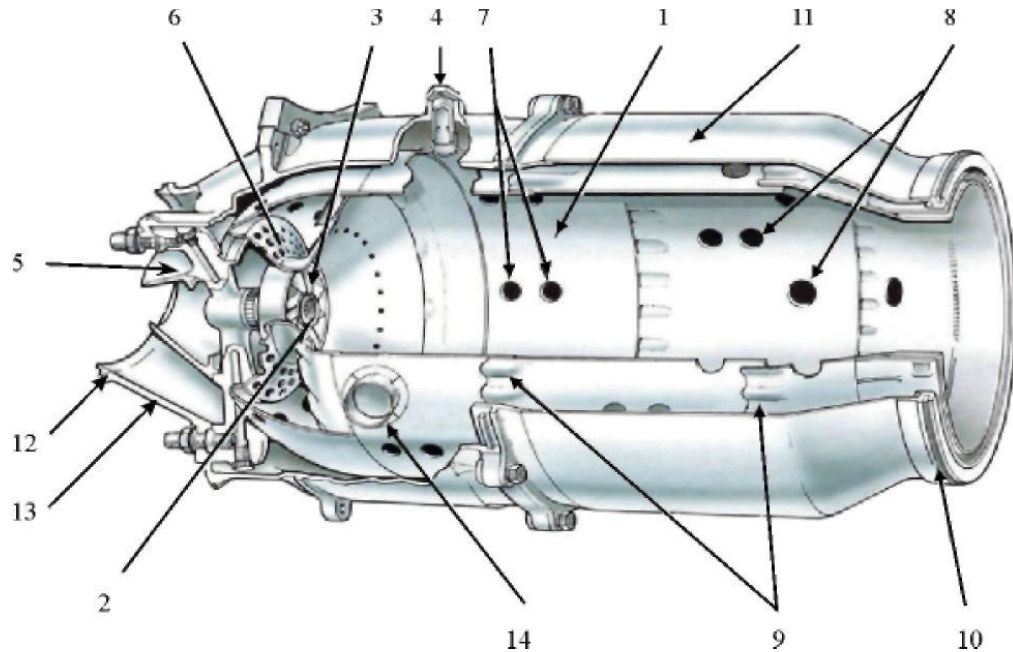


Рис. 5.6 - Індивідуальна трубчаста КЗ

- 1- жарова труба; 2 - форсунка; 3 - завихрювач; 4 - підвіска жарової труби; 5 - забірник первинного повітря; 6 - фронтові пристрій; 7 - отвори первинної зони; 8 - отвори зони змішування; 9 - гофровані щілини системи охолодження; 10 - кільце ущільнювача;
 11- корпус; 12 - вихід з компресора приєднувальний фланець; 13 - дифузор; 14 – полум'яперекидаючий патрубок

1. Призначення і вимоги до газових турбін.

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

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

1. Газова турбіна повинна мати велику довговічність і надійність, що забезпечується: високою якістю застосовуваних матеріалів і ретельним контролем за станом основних елементів турбіни в експлуатації; застосуванням

спеціальної системи охолодження, що забезпечує відвід тепла від самих навантажених вузлів турбіни; точним виконанням вимог інструкцій з льотної та технічної експлуатації двигуна.

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

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

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

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

2. Конструктивні схеми турбін і їх основні елементи.

Конструктивно турбіни розрізняються по напрямку течії газу: осьові і радіальні турбіни.

По числу ступенів турбіни поділяються на одноступінчасті і багаступінчасті.

За характером перетворення енергії в робочому колесі - активні та реактивні.

Залежно від конструкції лопаток - на турбіни з охолоджуваними і неоохолоджуваними лопатками.

По числу роторів - на одно, двох- трьохвальні.

Залежно від числа і розташування опор - на консольні та із задньою опорою.

За способом забезпечення працездатності соплових і робочих лопаток розрізняють турбіни з охолоджуваними і неоохолоджуваними лопатками;

За конструкцією турбіни бувають з роз'ємними і нероз'ємними роторами;

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

напрямку - перпендикулярно осі обертання ротора турбіни.

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

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

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

3. Ротор турбіни та його елементи.

До складу роторів входять вали, диски з встановленими в них робочими лопатками, цапфи, кільцеві проставки і інші сполучні елементи. У турбінах ГТД зазвичай використовують ротори вальнодискового типу.