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

Циклова комісія природничих дисциплін

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

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

за темою - Робота та термодинамічний цикл газотурбінного двигуна

Харків 2022

ЗАТВЕРДЖЕНО
Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2022 № 8_____

СХВАЛЕНО
Методичною радою Кременчуцького
льотного коледжу ХНУВС
Протокол від 22.08.2022 № 1

ПОГОДЖЕНО
Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2022 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії природничих дисциплін, протокол від 10.08.2022 № 1

Розробник: викладач циклової комісії природничих дисциплін, спеціаліст першої категорії, Москалик В.М.

Рецензенти:
1. Завідувач відділення фахової підготовки навчального відділу КЛК ХНУВС, к.т.н., спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Владов С.І.
2. Доцент кафедри автомобілів і тракторів Кременчуцького національного університету імені Михайла Остроградського, к.т.н., доцент Черниш А.А.

План лекції:

1. Термодинамічний цикл Брайтона.
2. Шляхи підвищення ефективності газотурбінного двигуна.

Література:

Основна:

1. Дмитрієва В. Ф. Фізика: навчальний посібник / В. Ф. Дмитрієва. – К. : Техніка, 2008. – 608 с.

2. Трофімова Т.І. Курс фізики; 11-е изд., стер.: навчальний посібник для ВНЗ/ Т.І. Трофімова. – К.: Видавничий центр «Академія», 2006. – 560 с.

Допоміжна:

3. Курс фізики: навчальний посібник / [Зачек І. Р., Кравчук І. М., Романишин Б. М., Габа В. М., Гончар Ф. М.]. – Львів: Видавництво «Бескид Біт», 2002. – 376 с.

4. Дмітрієва В. Ф. Основи фізики ; 2-е вид. исп. и доп. : навчальний посібник для студентів вишів/ В. Ф. Дмітрієва, В. Л. Прокофьєв. –К. :Вища школа, 2001. – 527 с.

5. Волков О. Ф. Курс фізики; у 2-х т. – Т.1: Фізичні основи механіки. Молекулярна фізика і термодинаміка. Електростатика. Постійний струм. Електромагнетизм: навчальний посібник для студентів інженерно-технічних спеціальностей вищих навчальних закладів / О. Ф. Волков, Т. П. Лумпієва. – Донецьк: ДонНТУ, 2009. – 224 с.

6. Волков О. Ф. Курс фізики; у 2-х т. – Т.2: Коливання і хвилі. Хвильова і квантова оптика. Елементи квантової механіки. Основи фізики твердого тіла. Елементи фізики атомного ядра: навчальний посібник для студентів інженерно-технічних спеціальностей вищих навчальних закладів / О. Ф. Волков, Т. П. Лумпієва. – Донецьк: ДонНТУ, 2009. – 208 с.

7. Збірник задач з фізики: навчальний посібник / [Лопатинський І. Є., Зачек І. Р., Середа В. М., Крушельницька Т. Д., Українець Н. А.]. – Львів: Видавництво Національного університету «Львівська політехніка», 2003. – 124 с.

Текст лекції

1. Термодинамічний цикл Брайтона

Даний цикл називається також циклом з підведенням теплоти при постійному тиску (рис. 1, а і 1, б).

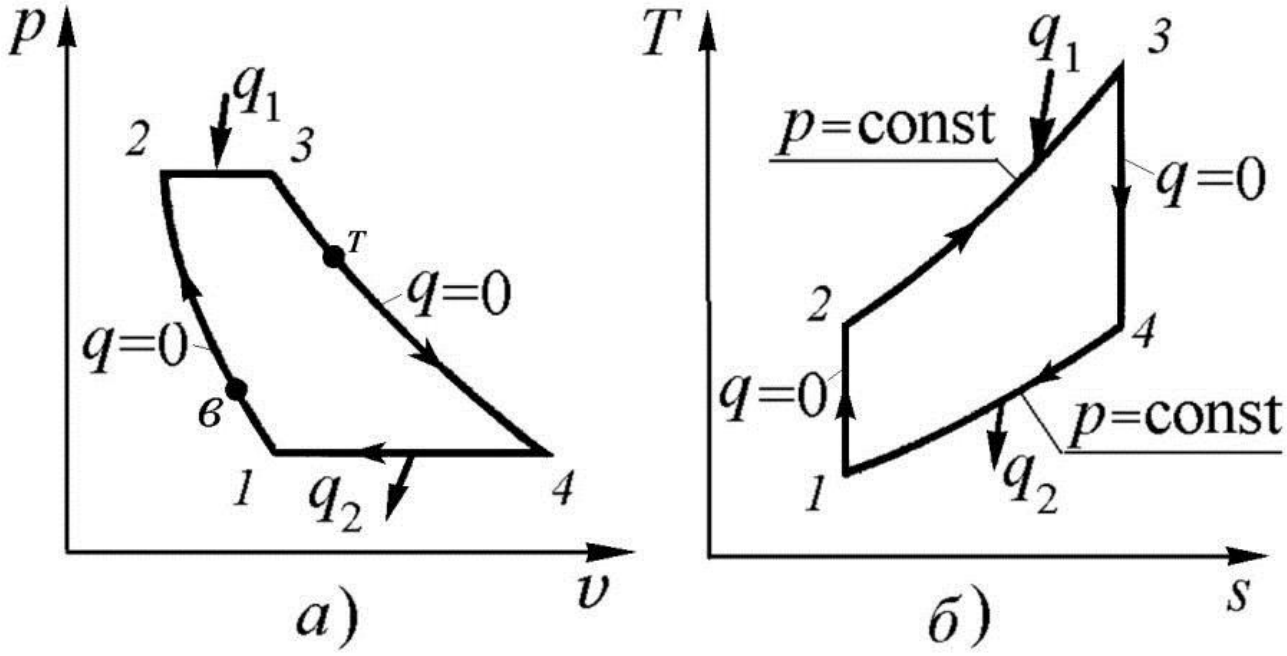


Рис. 1 – Цикл Брайтана

Від початкового стану 1 робоче тіло стискається в адіабатному процесі 1-2. Далі в ізобарному процесі 2-3 до нього підводиться ззовні теплота. Потім відбувається адіабатне розширення робочого тіла в процесі 3-4 до тиску p_4, рівного вихідного тиску p_1. Відведення теплоти відбувається в замикаючому циклу ізобарному процесі 4-1, в результаті чого робоче тіло повертається в початковий стан 1.

Для дослідження циклу Брайтона необхідно задати:

- рід робочого тіла (k, R) і його параметри p_1 і T_1 у вихідній точці циклу 1;
- ступінь підвищення тиску в адіабатному процесі стиснення $\pi = p_2/p_1$ і ступінь підігріву робочого тіла в циклі T_3/ T_1.

Визначимо температуру робочого тіла в характерних точках 2, 3 і 4 цього циклу. При цьому для спрощення записів введемо позначення $e = p^{\frac{k-1}{k}}$.

Визначимо підведену і відведену в циклі теплоту. Для ізобарного процесу 2-3 $q_1 = c_p(T_3 - T_2) = c_p T_1(\pi - e)$.

Для ізобарного процесу 4-1 $q_2 = c_p(T_4 - T_1) =$ [illegible]

Тоді термічний ККД циклу Брайтона дорівнює $\eta_t = 1 - \frac{q_2}{q_1} = 1 - \frac{1}{e}$ або $\eta_t = 1 - \frac{1}{p^{\frac{k-1}{k}}}$.

Звідси видно, що значення термічного ККД циклу Брайтона залежить від роду робочого тіла (k) і ступеня підвищення тиску в циклі (рис. 2).

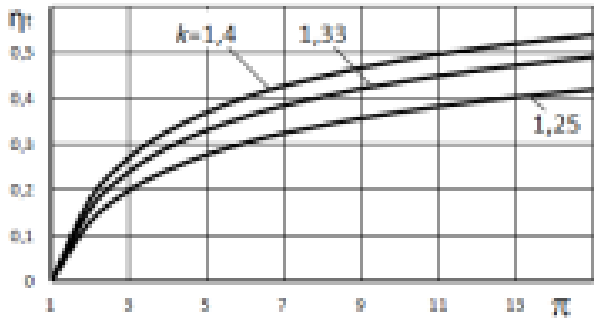


Рис. 2

Збільшення є одним з основних засобів підвищення і, отже, економічності теплових машин, що працюють за циклом Брайтона.

Практично всі сучасні повітряно-реактивні і газотурбінні двигуни працюють по циклу Брайтона. У авіаційних двигунів значення в наземних умовах досягає 25 ... 30, а в польоті і того більше.

Знайдемо вираз для роботи циклу

$$l_ц = q_1 - q_2 = \frac{c_p T_1}{e}(e-1)(D-e) = \frac{k}{k-1}RT_1(e-1)\left(\frac{\partial D}{\partial e} - 1\right)$$

Як видно, робота циклу залежить від роду робочого тіла (k, R), його початкової температури T_1, ступеня підвищення тиску і ступеня підігріву робочого тіла циклу. З ростом c_p, T_1 і Δ робота циклу зростає.

Робота циклу $l_ц$ звертається в нуль при двох значеннях, відповідних e = 1 і e = Δ (рис. 3). Отже, між цими крайніми значеннями є деяка оптимальне значення $\pi_{опт}$, при якому робота циклу максимальна. Для визначення $\pi_{опт}$ продіфференціюємо формулу для $l_ц$ e і прирівняємо похідну нулю: $\frac{dl_ц}{de} = \frac{k}{k-1}RT_1\frac{\Delta - e^2}{e^2}$ = 0.

Звідси отримаємо $e_{опт}$ = $\sqrt{\Delta}$ або $\pi_{опт}$ = $|D|^{\frac{k}{2(k-1)}}$.

Як видно, для даного робочого тіла величина $\pi_{опт}$ в ідеальному циклі Брайтона залежить тільки від ступеня підігріву. З увеличеніемувеличівается і значені el і $\pi_{опт}$.

Слід зазначити, що при $\pi = \pi_{опт}$ термічний ККД циклу не досягає максимального значення. В області значень $_p > \pi_{опт}$ він продовжує збільшуватися з ростом, але величина роботи циклу при цьому буде зменшуватися і досягне нульового значення при $\pi_{макс} = \pi^2_{опт}$.

При ¿ const робота циклу при збільшенні Δ лінійно зростає.

Розглянутий цикл Брайтона реалізується в ряді типів існуючих двигунів. В авіації це турбореактивні (рис. 4) і турбогвинтові двигуни (рис. 5), а також вертолітні газотурбінні двигуни (рис. 6). Цикл Брайтона застосовується, крім того, в турбостартёрах і в газотурбінних установках (ГТУ), використовуваних як допоміжні силові установки на важких літаках різного призначення.

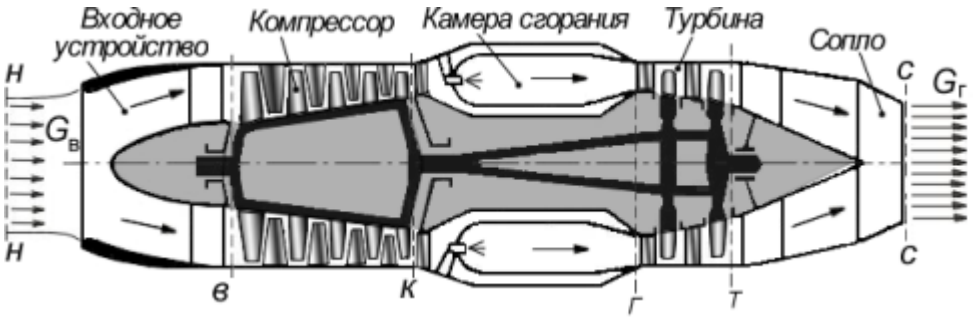


Рис. 4 – Схема ТРДД

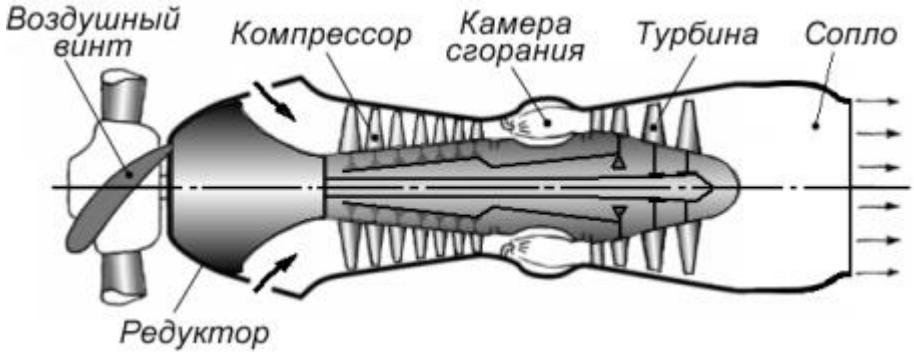


Рис. 5 – Схема ТВД

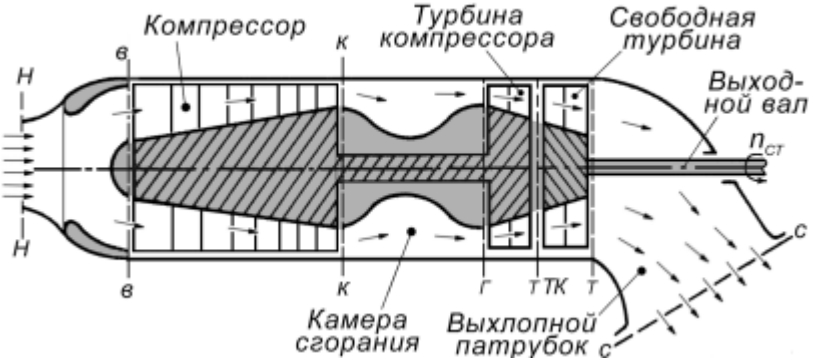


Рис. 6 – Схема ТВаД

Стосовно до ТРД (рис. 4) ідеальний цикл Брайтона протікає в такий спосіб. Робоче тіло (повітря) надходить в двигун з атмосфери через вхідний пристрій. Адіабатний процес стиснення повітря 1-2 (рис. 2) відбувається у вхідному пристрої і в компресорі. З ростом швидкості польоту підвищення тиску у вхідному пристрої стає все більш значним, і параметри повітря на вході в компресор значно відрізняються від атмосферних параметрів (точка в на рис. 2). У камері згоряння при постійному тиску відбувається згорання палива (процес 2-3) і до повітря підводиться теплота. Продуктисгоранія (газ) з параметрами р, Т надходять в газову турбіну, яка служить для приводу компресора. Адіабатне розширення газу (процес 3-4) відбувається в турбіні і соплі. Стан газу за турбіною зображено на рис. 2 точкою Т. При розширенні в турбіні частина

енергії газу перетворюється в роботу на валу турбіни, яка передається компресора. При розширенні в соплі відбувається розгін потоку і він у вигляді газового струменя з великою швидкістю витікає в атмосферу. Ізобарний процес 4-1 відповідає охолодженню в навколишній атмосфері гарячих продуктів згоряння, що випливають з двигуна, з відведенням теплоти

Вертолітні ВМД (рис. 5) і ТВД (рис. 6) використовуються на літальних апаратах, призначених для польоту з дозвуковій швидкістю. Тому підвищення тиску у вхідних пристроях цих двигунів практично не відбувається, і стиснення повітря здійснюється тільки в компресорі. У цих двигунів тільки частина роботи турбіни витрачається на привід компресора. Значна частина її передається через редуктор на повітряний гвинт. Тому у ТВД і вертолітних ГТД процес розширення продуктів згоряння відбувається в турбіні практично до атмосферного тиску і через вихідний пристрій вони відводяться в атмосферу.

2. Шляхи підвищення ефективності газотурбінного двигуна

Безвідмовна робота лопаток турбіни значною мірою залежить від роботи всіх елементів гарячої частини двигуна. Підвищення робочих параметрів в турбіні ГТД супроводжується інтенсифікацією процесів пошкодження робочих лопаток під дією статичних, динамічних і вібраційних навантажень, корозійного і ерозійного впливу. Дія цих факторів сприяє появі в матеріалі широких областей деформації. Безпосередньо впливу газового потоку зазнають також деякі роторні і статорні деталі турбіни: корпус, обід дисків, лабіринтні ущільнення і менш навантажені елементи.

На робочі лопатки турбіни діють, окрім змінних вібронапружень, також фактори, що призводять до накопичення ушкоджень: змінні термічні напруження, повторні статичні напруження при високих температурах, перегріви робочих лопаток (наприклад, місцеві – через нерівномірність поля температур як по колу, так і по радіусу). При інтенсивних коливаннях лопаток втовлюмальним руйнуванням та розтріскуванням можуть піддаватись і замки лопаток. Згідно втомні руйнування лопаток турбін складають до 33%, руйнування від малоциклової втоми – близько 9%, руйнування від поєднання ма-лоциклової втоми, вібраційних напружень – близько 42% і руйнування, пов'язані з вичерпанням тривалої міцності – 16%. Останні різко знижують опір три-валому статичному навантаженню, що може призве-сти до обриву лопаток із характерними слідами пла-стичної деформації. Перегріви соплових лопаток викликаються, зазвичай, кільцевою нерівномірністю температурного поля. З урахуванням вище наведе-ного аналізу, для забезпечення надійності роботи двигуна середня температура на радіусі лопатки не повинна перевищувати 900…1 000^0 С, а максимальна температура 1 100^0 С.

Тріщини та руйнування дисків турбін відносяться до найбільш небезпечних видів відмов, бо при обриві частини диску руйнування в багатьох випадках не локалізуються в межах корпусу двигуна. Частіше, в процесі розвитку тріщин, в диску виникає збільшення рівня загальних вібрацій двигуна (з роторною частотою), що може служити діагностичною ознакою цієї відмови та дозволяє запобігти руйнуванню диска при своєчасному вимкненні двигуна. При виявленні тріщини в диску двигун достроково знімається з експлуатації.

Одним з найбільш розповсюджених дефектів дисків турбін є розтріскування поверхні пазів замків ялинкового типу. Причиною виникнення тріщин частіше за все є термічна втомлюваність, що виникає в матеріалі при повторних термічних навантаженнях в момент дроселювання двигуна, запуску та зупинки ГТД.

Небезпечні руйнування дисків можуть бути наслідком статичного перевантаження (наприклад, перегріву внаслідок перевищення обмежень частоти обертання ротору). Диски, що виготовлені з порушенням технологічного процесу, внаслідок тривалої роботи при високих температурах втрачають пластичність, що може призвести до їх крихкого руйнування навіть при відносно невеликому збільшенні статичної напруженості.

Для забезпечення ефективності роботи елементів турбіни на протязі назначеного ресурсу для ГТД 4++ та 5-го покоління застосовують деякі конструк-тивно-технологічні заходи:

- застосування спеціальних жаростійких, жароміцних і корозійно стійких сплавів, які здатні протистояти сульфідно-оксидній корозії;
- виготовлення лопаток методом направленої кристалізації або з монокристалів;
- покриття для підвищення жаростійкості матеріалу (наприклад, з окису алюмінію);
- металеві багатокомпонентні захисні покриття для підвищення корозійної жаростійкості матеріалу – наприклад, покриття з 4 компонентів (нікель – хром – алюміній – ітрій);
- теплозахисні покриття з керамічних матеріалів, які мають низьку теплопровідність – для зниження теплового потоку в матеріалі лопатки;
- різні схеми повітряного охолодження. Забезпечення високих температур стало мож-ливим не тільки завдяки удосконаленню системи охолодження, а й застосуванню жароміцних і жаростійких матеріалів, підвищенню термічного КПД.

Однак розробка і застосування нових авіаційних матеріалів, підвищення їх характеристик значно відстає від темпу зростання температури газів в турбінах ГТД.

Від характеристик матеріалу, з якого виготовлено конструктивні елементи гарячої частини турбіни двигуна, залежить працездатність турбіни. Так, для зменшення маси турбіни намагаються підібрати матеріал для дисків з більш високою короткочасною і довготривалою міцністю. Однак зі збільшенням статичної міцності матеріалу його пластичність зменшується, що, в свою чергу, призводить до погіршення характеристик малоциклової втомленості і тріщиностійкості. В наш час, враховуючи тенденцію збільшення циклічного ресурсу, основними критері ями вибору матеріалу для дисків поряд з міцністю є малоциклова втомленість і опір росту тріщин.

Матеріал для соплових апаратів, робочих лопаток, дисків, валів повинен мати високу міцність, добре оброблятися і мати задовільну корозійну стійкість. Для виготовлення турбінних валів застосову-ються сплави 40ХНМА, ЭИ961Ш, ЭП517. Матеріал лопаток газових турбін повинен мати малу чутливість до концентрації напружень, протистояти термічній втомленості, гарно оброблятися, мати доступну ціну.

Великий внесок для забезпечення надійності роботи турбіни і оптимізації робочих параметрів був виправданий застосуванням в практиці виготовленням сплавів з направленою кристалізацією і монокристалічних сплавів.

Одним із способів підвищення точності виготовлення лопаток турбіни є застосування системи швидкого прототипірування, яка дозволяє отримати фізичну копію комп'ютерної моделі шляхом вирощування зі слоїв ламінованого паперу або полімерної смужки, послідовно розкриваючи їх світлом лазера з послідуючим термопресуванням.

З метою забезпечення високого рівня якості параметрів поверхневого шару металу використовують технологію глибокого шліфування, яка дозволяє за одну установку лопатки зробити формообразування на хвостовику або бандажних полках, до яких при виготовленні лопаток турбіни висувають високі вимоги.

Найбільш широко розповсюдженою системою охолодження сучасних турбін є схема відкритого (з випуском охолоджувача в проточну частину турбіни) повітряного охолодження. Для більш ефективної роботи двигуна в цілому, необхідно щоб турбіна мала незначну витрату охолоджуючого повітря, яке відбирається з проміжних ступенів компресора.

В ГТД застосовують такі системи охолодження елементів конструкції газових турбін:

- конвективне охолодження (поперечне, повздовжнє, поперечно-повздовжнє);
- пористе охолодження;
- комбіноване охолодження;
- рідинне охолодження (випаровуванням);

– охолодження рідкими металічними теплоно-сіями.