

**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 – «Ракетні та комбіновані двигуни»

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. Будови та принцип роботи твердопаливних ракетних двигунів.
 2. Схеми будови та принцип роботи рідинно-реактивних двигунів.
 3. Паливо, що застосовують в РРД.
 4. Характеристики РРД. 5.
- Схеми будови та принцип роботи комбінованих двигунів.

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

Реактивний принцип отримання тяги лежить в основі роботи всіх реактивних силових установок.

У реактивних двигунах теплова енергія, що виділяється при згорянні палива, перетворюється в кінетичну енергію газового струменя, а що виникає при цьому реакція безпосередньо використовується як рушійна сила (тяга).

Все реактивні двигуни поділяють на два класи: ракетні (РД) і повітряно-реактивні (ВРД).

У ракетних двигунах (РД) обидва компонента, необхідні для здійснення термохімічної реакції згорання - пальне і окислювач, розташовуються на літальному апараті. У зв'язку з цим вони можуть працювати як в атмосферних умовах, так і в безповітряному просторі. В умовах атмосфери ВРД працюють більш ефективно, ніж РД, так як використання в роботі ВРД кисню атмосферного повітря дозволяє значно скоротити запас палива на борту літального апарату. Залежно від фазового стану застосовуваних компонентів розрізняють РД твердого палива (РДТТ) і рідинні РД (ЖРД).

Визначення турбогвинтовими двигуна (ТГД).

На малих і середніх швидкостях польоту (до 750- 800 км / год) Турбореактивні двигуни значно поступаються турбогвинтовим і по економічності і за своїми злітно-посадковим характеристикам.

Цим пояснюється застосування ТВД для зазначеного діапазону швидкостей польоту. ТВД складається з тих же основних елементів, що і ТРД, але, крім того, забезпечений гвинтом, вал якого з'єднаний з валом турбокомпресора через редуктор.

Необхідність застосування редуктора викликана тим, що оптимальна частота обертання турбокомпресора значно більше оптимальної частоти обертання повітряного гвинта.

На відміну від ТРД, в ТВД розширення газів повністю (до атмосферного тиску) або майже повністю здійснюється в турбіні. Внаслідок цього потужність турбіни ТВД за інших рівних умов більше потужності ТРД. Надлишкова потужність турбіни ТВД (понад потрібної потужності компресора та агрегатів) передається на повітряний гвинт.

Турбогвинтові відрізняються тією особливістю, що у них основна частина роботи циклу використовується для отримання потужності на валу, а реактивна тяга, створювана потоком газу, що проходить через двигун, мала.

У турбогвинтових ГТД, які прийнято скорочено називати ТВД, ця потужність використовується для приводу повітряного гвинта літаків.

Турбогвинтові двигуни стали застосовуватися в якості силових установок приблизно одночасно з ТРД. ці двигуни забезпечили кращу в порівнянні з ТРД економічність силової установки при невеликих дозвукових швидкостях польоту ($V = 600 \dots 700$ км / ч). Вони дозволили використовувати відпрацьовану і перевірену багаторічним досвідом експлуатації гвинтових літаків з поршневими двигунами відносно просту систему регулювання гвинта шляхом зміни кута установки його лопатей.

Турбогвинтові двигуни вдало поєднували в собі переваги створення тяги повітряним гвинтом на зльоті і відносно невеликих швидкостях польоту з перевагами газотурбінного двигуна в порівнянні з поршневим по масі. Але в даний час турбогвинтові двигуни поступово витісняються двоконтурними ТРД з великими ступенями двоконтурності.

Відрізняльні особливості та схеми ГТД.

На вертольотах переважно використовуються ГТД з вільною турбіною. Ці двигуни складаються з турбокомпресора, який використовується в якості газогенератора, і встановленої за турбокомпресора вільної турбіни. Вільна турбіна, створює корисну потужність, встановлюється на вихідному валу двигуна, який механічно не пов'язаний з валом турбокомпресора. Це дозволяє змінювати по заданому закону або підтримувати постійної частоту обертання валу вільної турбіни незалежно від частоти обертання валу турбокомпресора. Ця особливість досить істотна для вертольотів, що мають багатодвигунні силові установки.

Поряд із зазначеною схемою, на легких однодвигунних вертольотах іноді застосовуються одновальні двигуни. У конструктивному відношенні вони є більш простими. В даному випадку багатоступенева турбіна розвиває велику потужність, ніж потрібно для приводу компресора, і цей надлишок потужності передається на вихідний вал двигуна. Для передачі крутного моменту з валу двигуна до несучого гвинта вертольоту застосовуються спеціальні трансмісії з редукторами, що зменшують частоту обертання гвинта в порівнянні з частотою обертання валу.

Турбогвинтові літакові двигуни виконуються за аналогічними схемами, але мають, як правило, короткі трансмісії і співвісні розташування двигуна і редуктора. В такому випадку редуктор виконує в єдиній конструктивній компоновці з двигуном і є його невід'ємною частиною.

При дуже високих розрахункових значеннях ступеня підвищення тиску компресора останній може бути виконаний двокаскадним. Такі схеми отримали застосування на літакових турбогвинтових двигунах, причому у них турбіна високого тиску приводить в обертання компресор високого тиску, як у звичайного двовального ТРД, а турбіна низького тиску використовується для обертання компресора низького тиску і повітряного гвинта.

Роздільний привід компресора і вихідного валу в двигунах двовальним схем дозволяє завдяки більшій гнучкості регулювання забезпечити краще узгодження роботи елементів двигуна і повітряних гвинтів і тим самим поліпшити економічність силової установки на основних експлуатаційних режимах, а також полегшити запуск двигуна. Крім цього, в двигунах двовальною схеми вдається зменшити розміри і масу редуктора внаслідок зменшення частоти обертання валу вільної турбіни і відповідно зменшити передавальне відношення від валу цієї турбіни до валу гвинта.

Вхідні пристрої у ГТД з переднім розташуванням редуктора виконуються у вигляді криволінійного каналу зі зменшуємим зовнішнім і внутрішнім діаметрами. Повітря на вході в двигун такої схеми отримує обурення, викликані

обертанням лопатей повітряного гвинта, для вирівнювання яких потрібно мати достатню довжину каналу.

Застосовувані в потужних турбогвинтових і турбовальних двигунах осьові компресори не мають суттєвих особливостей в порівнянні з компресорами ТРД. У вертолітних ГТД при високих ступенях підвищення тиску повітря компресори мають, як правило, регульовані напрямні апарати кількох перших ступенів і (або) перепуск повітря.

Камери згоряння у потужних турбогвинтових двигунів принципово не відрізняються від камер згоряння ТРД і виконуються за тими ж схемами. У турбовальних двигунів поряд з прямотрунними застосовуються також протиточні камери згоряння, кільцеві, що крім скорочення довжини двигуна покращує процес в камері згоряння, тому виявляється доцільним.

Турбіни у двигунів розглянутих типів мають більшу кількість ступенів, ніж у ТРД, що пояснюється більш високими значеннями ступенів зниження тиску в них. Зазвичай турбіни одновальних ТВД мають від трьох до п'яти ступенів. Двовальним двигуни мають, як правило, двоступеневу турбіну турбокомпресора, що дозволяє забезпечити ступінь стиснення компресора 12 ... 14 і одно- або двоступеневу вільну турбіну.

За турбіною встановлюється випускний патрубок (канал), який виконується дифузорним, що дозволяє знизити кінетичну енергію газів, що виходять з двигуна, зменшити тиск за турбіною і збільшити перепад тисків на турбіні, а отже, підвищити потужність двигуна. Відведення газів з вертолітного двигуна зазвичай доводиться робити з поворотом до напрямку польоту на 60-90 град.

Реальний цикл турбогвинтових двигунів аналогічний реальному циклу ТРД. Різниця полягає в характері використання цієї роботи. У ТРД вся робота циклу йшла на збільшення кінетичної енергії газового струменя, що проходить через двигун. У ТВД основне завдання полягає в забезпеченні максимальної потужності на валу. Звичайно, є певна швидкість на виході з вихідного пристрою. Якщо випускати газ з двигуна у напрямку польоту, то цю швидкість можна використовувати для створення додаткової реактивної сили. Отже, в загальному випадку, робота циклу може бути використана для отримання механічної роботи і для збільшення кінетичної енергії газу.

Визначення двоконтурного турбореактивного двигуна (ТРДД).

За останні роки широке застосування в цивільній авіації отримали газотурбінні турбореактивні. Вони по суті є основними двигунами сучасної авіації. ДТРД складається з двох контурів: внутрішнього (перший контур) і зовнішнього, розташованого навколо внутрішнього (другий контур).

За аналогією з ТВД тут "надлишкова" потужність турбіни передається вентилятору (компресора) другого контуру. Робочі процеси у внутрішньому контурі ДТРД аналогічні процесам ТРД і ТВД. А в другому контурі стиснене повітря розширюється в вихідному соплі цього контуру і розвиває тягу. Таким чином, тяга ДТРД утворюється і у внутрішньому, і в зовнішньому контурах.

Збільшення температури газів перед турбіною є ефективним засобом підвищення питомої тяги і відповідно збільшення тяги. Але економічність двигуна на дозвукових швидкостях польоту при високих значеннях температури газів перед турбіною погіршується. Вирішення цієї суперечності може бути досягнуто шляхом переходу до двоконтурної схемою двигуна, що дозволяє різко підвищити значення повного ККД двигуна і має, крім того, ряд інших переваг, що полегшують створення легких і економічних двигунів при високих значеннях температури газів перед турбіною.

У двоконтурних турбореактивних двигунах весь вступник в двигун повітря проходить через першу групу ступенів компресора, що є загальною для обох контурів, після чого розділяється далі на два потоки. Частина його проходить через всі щаблі компресора, камеру згоряння, турбіну і вихідне сопло внутрішнього (першого) контуру. Решта повітря надходить в канал, що оточує внутрішній контур, і через нього проходить далі в кільцеве сопло зовнішнього (другого) контуру.

Ставлення витрати повітря через другий контур до витрати через перший контур називається ступенем двоконтурного двигуна.

Для кращого узгодження параметрів ступенів компресора і турбіни і забезпечення стійкої роботи компресора на нерозрахованих режимах двоконтурні двигуни виконуються зазвичай по двовальній схемою. Каскади компресора, розташовані повністю у внутрішньому контурі, разом з обертаючими їх турбінами і основною камерою згоряння утворюють в цьому випадку газогенератор.

У конструктивному відношенні двоконтурні ТРД, звичайно, складніше звичайних турбореактивних двигунів, але зате вони мають значно кращу економічність на дозвукових швидкостях польоту.

Повний ККД ГТД дорівнює добутку внутрішнього ККД, що визначає досконалість двигуна як теплової машини, і тягового ККД. У ДТРД робота циклу внутрішнього контуру передається частково повітря, що протікає через зовнішній контур, в результаті чого загальна маса повітря, що проходить через двигун (при даному витраті палива), збільшується, а приріст його кінетичної енергії в розрахунку на одиницю маси зменшується. Зменшення швидкості витікання призводить до збільшення тягового ККД, і тому (якщо гідравлічні втрати в другому контурі невеликі) повний ККД двигуна зростає, а питома витрата палива відповідно знижується.

Збільшення температури газів перед турбіною ТРД покращує ступінь досконалості реального циклу двигуна і приводить до зростання внутрішнього ККД двигуна. Але одночасно з цим збільшення температури газів перед турбіною супроводжується збільшенням швидкості витікання газів і відповідно падінням тягового ККД. У ДТРД збільшення температури газів T перед турбіною менш різко позначається на тяговому ККД (через істотно менших значень швидкості витікання). Тому двоконтурна схема дозволяє поєднувати високі значення температури газів перед турбіною (і відповідно високі значення внутрішнього ККД двигуна) з малою швидкістю витікання, тобто з високим рівнем тягового ККД.

Необхідно відзначити наступні переваги двоконтурних ТРД перед одноконтурними:

- малі розміри внутрішнього контуру дозволяють створювати легкі двигуни з високим ступенем підвищення тиску в компресорі, вигідні з точки зору підвищення економічності;
- зовнішній контур двигуна по відношенню до компресора грає роль постійно діючого перепуску повітря, що істотно полегшує завдання забезпечення стійкої роботи компресора при високому ступені підвищення тиску в компресорі;
- мала швидкість вильоту газів із сопла двигуна полегшує завдання шумоглушення (хоча великий вентилятор сам може стати джерелом шуму великої інтенсивності).

Особливості будови и схеми ТРДД.

Двоконтурні ТРД можуть бути виконані (не рахуючи відмінності в числі каскадів компресора) ще за кількома схемами, з яких важливо відзначити наступні.

1. У компресорі низького тиску частина ступенів може використовуватися тільки для стиснення повітря, що надходить у внутрішній контур. Ці ступені називають "підпірними". Використання такої схеми дозволяє, варіюючи числом і параметрами підпірних ступенів, змінювати в значних межах співвідношення ступенів підвищення тиску у внутрішньому і зовнішньому контурах.

2. Вихід потоків газу (повітря) з внутрішнього і зовнішнього контурів може бути організований не через роздільні сопла, а через одну спільну сопло. Тут повітря, що пройшло через зовнішній контур, надходить в затурбінне простір, де змішується (перед соплом) з потоком виходять з турбіни газів. Простір між турбіною і соплом, в якому організовується змішання потоків, називається камерою змішання.

3. Для збільшення тяги, особливо на надзвукових швидкостях польоту, ДТРД можуть забезпечуватися форсажними камерами, аналогічними форсажній камері ТРДФ. На форсажних режимах ДТРДФ повністю або майже повністю (в залежності від схеми) втрачають свої переваги в економічності перед ТРДФ.

Сумарна тяга двоконтурного двигуна складається з двох складових: тяги першого і другого контурів.

Таким чином, основна відмінність робочого процесу двоконтурного двигуна від ТРД полягає в тому, що за рахунок однієї і тієї ж розташовується потужності збільшується більшої маси газу, але швидкості на зрізі сопел першого і другого контурів будуть, природно, менше, ніж швидкість робочого тіла на виході з турбореактивного двигуна.

Для двигунів з роздільними контурами тяга, питома тяга і питома витрата палива визначаються наступними співвідношеннями.

Ставлення сумарної витрати палива в обох контурах до сумарної тяги є питома витрата палива ДТРД.