

**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
Технології робіт та технологічне обладнання аеропортів**

за темою №3 - Прямоточні повітряно-реактивні та турбореактивні двигуни

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 22.02.2024 № 2

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 17.02.2024 № 7

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 22.02.2024 № 2

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 12.12.2023 № 8

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.Схеми будови та принцип роботи прямоточних ПРД.
- 2.Характеристики прямоточних ПРД.
- 3.Преимущества та недоліки, область застосування прямоточних ПРД.

Рекомендована література

Основна

1. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. «Конструкція літальних апаратів», К.: Вища освіта, 2010. – 383 с.
2. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2012. 477 с.
3. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2011. 1024 с.

Додаткова

4. Царенко А.О. Вертолiт Мі-2. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
5. Царенко А.О. «Вертолiт Мі-8Т. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 250 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. <http://www.twirpx.com/files/transport/aircrafting/construction/helicopters/>

Текст лекції

Класифікація реактивних двигунів: будова и принцип дії. Область використання ГТД.

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 термохимической реакції згорання - пальне і окислювач, розміщаються 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).

У ВРД атмосферне повітря використовується не тільки до якості робочого тіла для отримання тяги, а й як окислювач для забезпечення термохимической реакції горіння палива, розміщеного на борту літального апарату. ВРД вкрай

різноманітні по влаштуванню і принципу дії. Залежно від способу стиснення повітря вони поділяються на безкомпресорні і компресорні (газотурбінні) ВРД.

У безкомпресорних ВРД повітря стискається газодинамічних шляхом в повітрязабірнику в результаті гальмування потоку, що набігає, тому вони можуть працювати тільки на великих швидкостях. Повітрязабірник є спеціально профільований канал. Гальмування надзвукового потоку в ньому здійснюється в системі стрибків. До безкомпресорним ВРД відносяться прямоточні ВРД (ПВРД) і пульсуючі ВРД (ПуВРД). Відмінність цих видів біс компресорних ВРД пов'язано з характером підведення тепла до повітряного потоку. У ПВРД підведення тепла здійснюється безперервно, в ПуВРД - періодично. В останньому випадку зміна тяги двигуна носить яскраво виражений пульсаційний характер.

У компресорних ВРД стиск повітря здійснюється механічним шляхом за допомогою компресорів, а в польоті також і за рахунок гальмування набігаючого потоку. Компресор являє собою лопаточну машину, яка приводиться в обертання турбіною, тому компресорні двигуни отримали назву газотурбінних.

Газотурбінним двигуном називається двигун, основними вузлами якого є: вхідний пристрій, компресор, камера згоряння, газова турбіна і вихідний пристрій. ГТД є теплової машиною, в якій хімічна енергія палива перетворюється або в кінетичну енергію газу, що впливає з неї, в результаті чого виходить сила реакції (сила тяги), або в механічну роботу на валу, яка використовується для обертання повітряного гвинта літака або гвинтів вертольоту. ГТД, що використовують перший принцип отримання сили тяги, називаються двигунами прямої реакції, а ГТД, що використовують другий принцип, - двигунами непрямої реакції.

В даний час на літальних апаратах застосовуються такі типи газотурбінних двигунів:

- турбореактивний двигун (ТРД);
- турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДФ);
- турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД);
- турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ);
- турбогвинтовий двигун (ТВД);
- турбогвинтовентиляторний двигун (ТВВД);
- турбовальний двигун (ТВАД).

ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ є двигунами прямої реакції, ТВД, ТВВД, ТВАД - двигунами непрямої реакції.

Турбореактивний двигун (ТРД). Основними вузлами ТРД є: вхідний пристрій (повітрязабірник), компресор, камера згоряння, газова турбіна і вихідний пристрій (реактивне сопло).

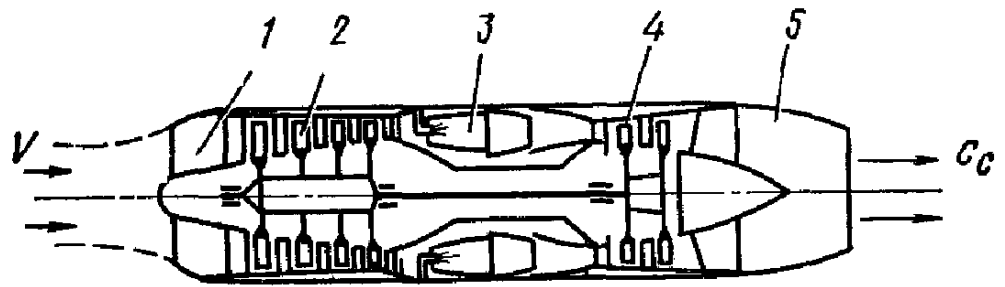


Рис. 1.13 Схема ТРД:

1- вхідний пристрій (повітрязабірник); 2 - компресор; 3 - камера згоряння;
4 - газова турбіна; 5 - вихідний пристрій (реактивне сопло)

При роботі двигуна повітря забирається з атмосфери і надходить зі швидкістю V у вхідний пристрій і потім в компресор двигуна. Ротор компресора приводиться в обертання від газової турбіни. Тиск повітря в компресорі підвищується в 4-15 і більше разів. З компресора повітря надходить в камеру згоряння, де здійснюється горіння палива, в результаті температура газу значно зростає. В даний час рівень температури газів на вході в турбіну ТРД сягає 1600 К.

У турбіні частина потенційної енергії газів (внутрішньої енергії і енергії тиску) перетворюється в механічну роботу, яка використовується для приводу компресора, допоміжних агрегатів і подолання тертя в підшипниках.

Тиск газів в турбіні знижується, знижується також і температура газів. Але величина тиску і температури газів на вході в реактивне сопло вище атмосферного. Тому газ в соплі рухається з прискоренням і швидкість його закінчення C_c значно більше, ніж швидкість польоту V . В результаті такої зміни в двигуні кількості руху робочого тіла і виникає сила тяги.

Турбореактивні двигуни були першими ГТД, які встановлювалися на літальні апарати. Це пояснюється їх відносною конструктивною простотою в порівнянні з ГТД інших типів, а значить, легкістю виготовлення в серійному виробництві. До двигунів такого типу відносяться:

- РД-3М-500 (1952р) встановлювався на літаку Ту-104 (СРСР);
- «Он Мк.531» (1955р.) Встановлювався на літаку «Каравела» (Франція);
- «Pratt & Whitney JT3D» (1958р.) Встановлювався на літаку Boeing-707 (США).

Як бачимо, всі вище перераховані літаки надійшли в експлуатацію в 50-і роки минулого століття. В даний час ТРД не знаходять широкого застосування на літаках цивільної авіації. Їх головні недоліки - невелика величина сили тяги і низька економічність (велика витрата палива).

Турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДФ) відрізняється від ТРД наявністю додаткової форсажної камери згоряння (ФКС) між турбіною і соплом двигуна.

При необхідності збільшити тягу двигуна в ФКС через форсунки подається додаткова кількість палива. При згорянні палива в ФКС відбувається додаткове збільшення температури газу, його обсягу та, отже, зростає швидкість витікання газу з сопла (C_c) і тяга двигуна.

Горіння палива в ФКС можливо тому, що в основній камері згорання «вигорає» тільки 30-40% кисню, що міститься в повітрі.

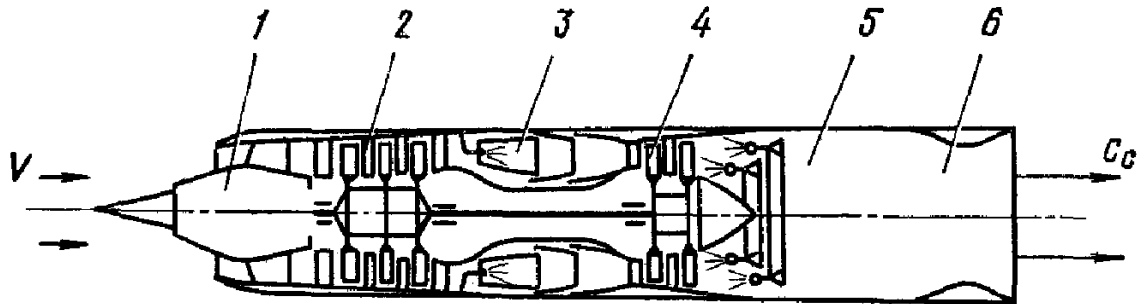


Рис. 1.14 Схема ТРДФ:

1 вхідний пристрій (повітрязабірник); 2 компресор; 3 основна камера згорання; 4 газова турбіна; 5 форсажна камера згорання; 6 вихідний пристрій (реактивне сопло)

Турбореактивний двигун з форсажною камерою згорання «Олімп-593» встановлювався на надзвуковому пасажирському літаку «Конкорд» (1969р.) (Великобританія-Франція). Паливо в ФКС двигуна «Олімп 593» подавалося тільки при зльоті і розгоні літака до надзвукових швидкостей. На крейсерському режимі польоту двигун працював як ТРД.

Широкого застосування ТРДФ на літаках цивільної авіації не отримав. Його головний недолік - низька економічність.

Турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) на відміну від ТРД має два контури (дві кільцеві проточні частини): зовнішній і внутрішній. Одна частина повітряного потоку, що проходить через повітрязабірник, потрапляє у внутрішній контур і, як в ТРД, проходить через компресор внутрішнього контуру, камеру згорання, турбіну і сопло внутрішнього контуру. Інша частина потоку після стиснення в вентиляторі зовнішнього контуру направляється в сопло зовнішнього контуру, минаючи камеру згорання і турбіну. Прокачування повітря і стиснення його в зовнішньому контурі виробляються за рахунок витрати деякої частини потужності турбіни внутрішнього контуру. Таким чином, зовнішній контур служить лише для розгону надходить в нього повітряного потоку, який не бере участі в термодинамічній циклі внутрішнього контуру двигуна.

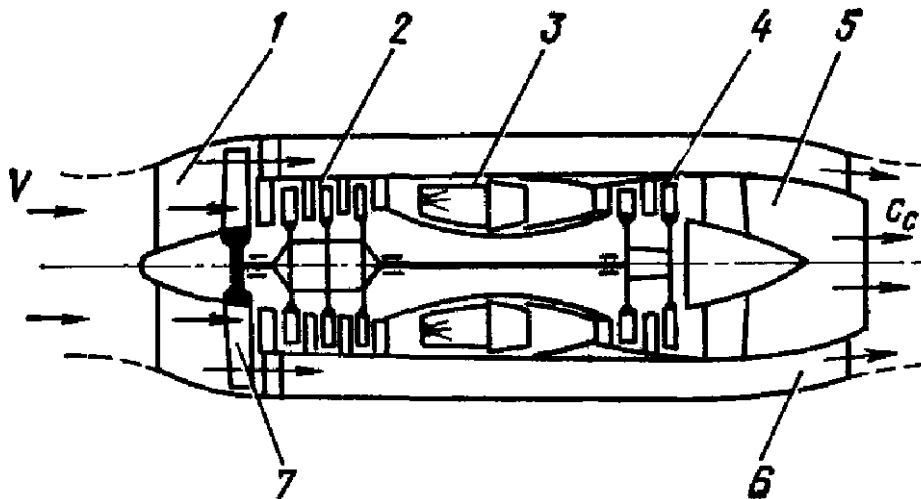


Рис. 1.15 Схеми ТРДД:

1 вхідний пристрій (повітрязабірник); 2 компресор; 3 камера згоряння; 4 газова турбіна; 5 сопло внутрішнього контуру; 6 сопло зовнішнього контуру; 7- вентилятор

В даний час запропоновано і побудовано багато конструкцій ТРДД, що відрізняються схемою компресора і організацією виходу газів з двигуна.

Якщо порівняти ТРД з ТРДД, у якого внутрішній контур за параметрами робочого процесу однаковий зі порівнюваним ТРД, то швидкість вильоту газів із внутрішнього контуру ТРДД буде менше, ніж у ТРД, внаслідок відбору турбіною у внутрішнього потоку в ТРДД більшої кількості енергії. Однак в ТРДД за рахунок передачі цього надлишкового кількості енергії в зовнішній контур через останній прокачується велика кількість повітря і в результаті тяга ТРДД виходить більше, а економічність краще, ніж у ТРД.

ТРДД знайшли широке застосування в цивільній авіації. Більшість сучасних літаків оснащені двигунами цього типу. наприклад:

- двигун Д-36 встановлюється на літаках Як-42, Ан-74;
- двигун Д-18 встановлюється на літаках Ан-124, Ан-225;
- двигун ПС-90 встановлюється на літаках Ту-204, Іл-96-300, Іл-76МФ;
- двигун НК-8 встановлюється на літаках Іл-62, Ту-154.

А також багато інших двигуни і їх модифікації. Всього на літаках цивільної авіації Росії застосовуються більш 12 різновидів ТРДД. Широко застосовуються ТРДД і на літаках іноземних авіакомпаній.

Турбореактивні двоконтурні двигуни з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) відрізняється від ТРДД наявністю додаткової форсажної камери згоряння (ФКС) між турбіною і соплом двигуна. Застосовуються на надзвукових літальних апаратах, забезпечуючи короточасне отримання великих надзвукових швидкостей польоту і менший (в порівнянні з ТРДФ) витрата палива при польотах з помірними швидкостями на нефорсірованих режимах.

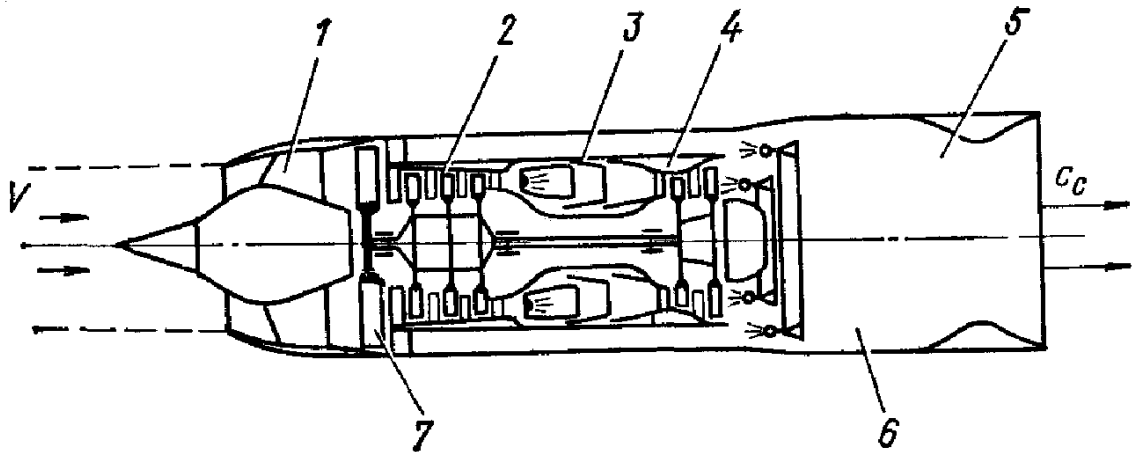


Рис. 1.16 Схема ТРДДФ:

1 вхідний пристрій (повітрозабірник); 2 компресор; 3 основна камера згоряння; 4 газова турбіна; 5 форсажна камера згоряння; 6 вихідний пристрій (реактивне сопло); 7 - вентилятор

Широкого застосування ТРДДФ на літаках цивільної авіації не отримав. Його головні недоліки - низька економічність при включеній ФКС і недостатня тяга на надзвукових швидкостях польоту при вимкненому ФКС.

Як виняток, ТРДДФ НК-144 встановлювався на радянському надзвуковому пасажирському літаку Ту-144 (1968р.). Причому, паливо в ФКС подавалося протягом всього крейсерського режиму польоту. Це призводило до великої витрати палива і, як наслідок, до зниження дальності польоту.

Турбогвинтовий двигун (ТВД) є двигуном непрямої реакції, тобто сила тяги, в основному, створюється повітряним гвинтом, який приводиться в обертання від ротора двигуна.

В результаті реалізації робочого процесу в ТВД виходить робота, велика частина якої повідомляється що тягне повітряному гвинті і лише невелика її частина припадає на кінетичну енергію йдуть з двигуна газів. В результаті цього більша частина сили тяги ТВД (85-90%) створюється повітряним гвинтом, а інша частина-поток газів, стікали з двигуна.

На відміну від ТРД в ТВД розширення газів майже повністю відбувається в турбіні (тиск газів за турбіною ТВД менше, ніж в ТРД), а її потужність витрачається на обертання компресора, агрегатів і повітряного гвинта. Тиск газів за турбіною близько до атмосферного і тому замість реактивного сопла у ТВД встановлюється вихлопної патрубок, який служить в основному для відводу газів в атмосферу.

Для підвищення ККД повітряного гвинта він повинен обертатися з кутовою швидкістю значно меншою, ніж ротор двигуна. Тому привід гвинта в ТВД здійснюється через редуктор.

Завдяки застосуванню повітряного гвинта при однаковій витраті повітря через двигуни і палива на режимі зльоту тяга ТВД приблизно в 3-5 разів вище тяги ТРД. Однак при інших рівних умовах ТВД разом з повітряним гвинтом виходить в 3-4 рази важче ТРД і, крім того, при великих дозвукових

швидкостях польоту тяга ТВД різко зменшується, що викликано зниженням ККД повітряного гвинта. Незважаючи на це, ТВД забезпечують кращі, ніж ТРД, дані літальних апаратів на середніх дозвукових швидкостях.

ТВД отримали широке застосування на літаках цивільної авіації, вони встановлюються, переважно, на літаки місцевих повітряних ліній і на транспортні літаки.

Турбогвинтовентиляторний двигун (ТВВД) - різновид турбогвинтового двигуна, в якому замість звичайного повітряного гвинта застосований гвинтовентилятор. На одному валу може бути кілька гвинтовентиляторів, розташованих один за одним і обертаються в одну сторону або в протилежні. Гвинтовентилятор має високий ККД в області високих дозвукових швидкостей польоту. Він з'єднаний з валом турбіни двигуна через редуктор. Застосування ТВВД в цивільній авіації в зв'язку з високим значенням його польотного ККД, що дозволяє при великих дозвукових швидкостях польоту знизити питомі витрати палива на 15-20% в порівнянні з ТРДД, які мають однаковий з ТВВД рівень технічної досконалості. Застосування гвинтовентилятора замість гвинта дозволяє знизити рівні шуму і вібрацій в салоні літака.

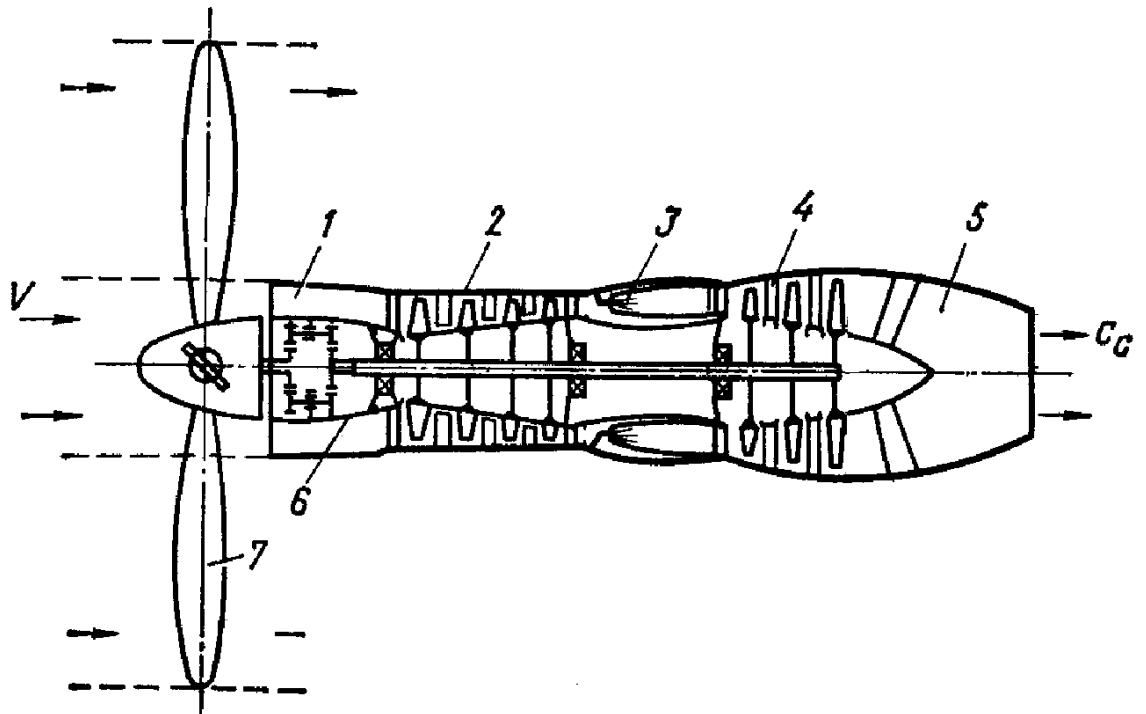


Рис. 1.17 Схема літакового ТВД:

1 вхідний пристрій; 2 компресор; 3 камера згоряння; 4 газова турбіна; 5 вихідний пристрій; 6 редуктор; 7- повітряний гвинт

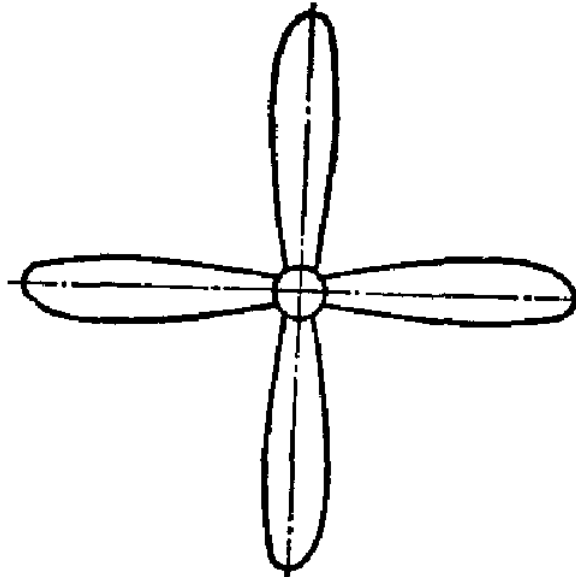


Рис. 1.17 Повітряний гвинт

наприклад:

- двигун АІ-24 встановлюється на літаку Ан-24;
- двигун Нк-12 встановлюється на літаку Ан-22;
- двигун АІ-20 встановлюється на літаку Ан-12.

Широко застосовуються ТВД і на літаках іноземних авіакомпаній.

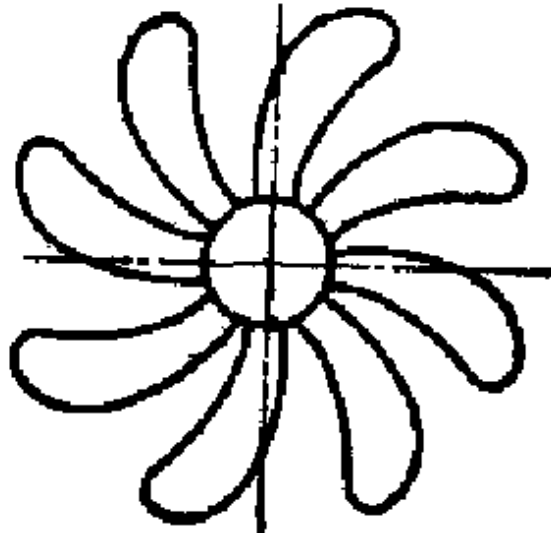


Рис.1.18 Гвинтовентилятор

Роботи зі створення ТВВД почалися в 80-х рр. минулого століття. В даний час серійно виготовляється ТВВД Д-27, який встановлюється на літак Ан-70.

Турбовальний двигун (ТВАД) є основним типом двигуна для вертольотів. Турбовальний двигун з вільною турбіною має дві механічно не зв'язані турбіни.

* Одна турбіна призначена для приводу компресора, друга - для приводу гвинтів вертольоту і інших агрегатів. Така схема двигуна має ті переваги, що дозволяє незалежно змінювати режими роботи турбокомпресора і несучого гвинта вертольоту. Передача потужності до гвинтів здійснюється через головний редуктор вертольоту.

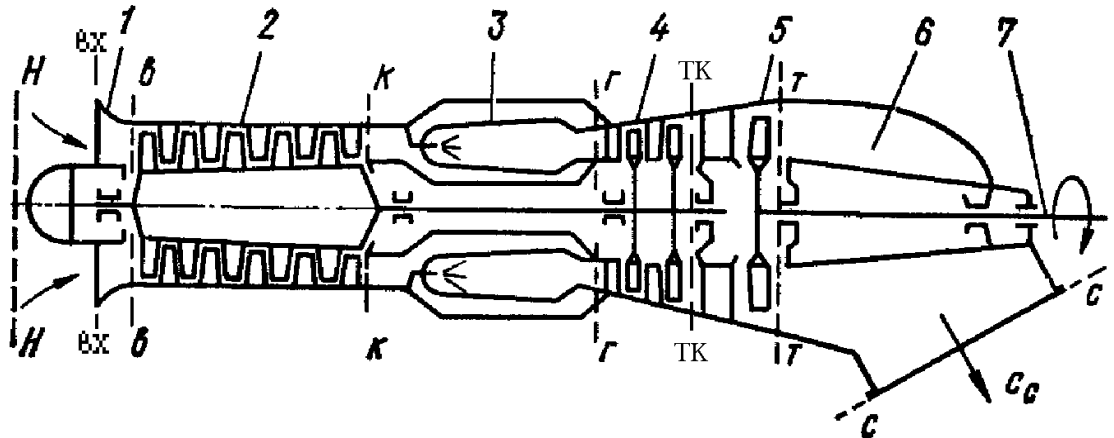


Рис. 1.19 Схема турбовальних ГТД:

- 1 вхідний пристрій; 2 компресор; 3 камера згоряння; 4 турбіна компресора;
5 турбіна гвинта (вільна турбіна); 6 вихідний пристрій;
7 - вал відбору потужності

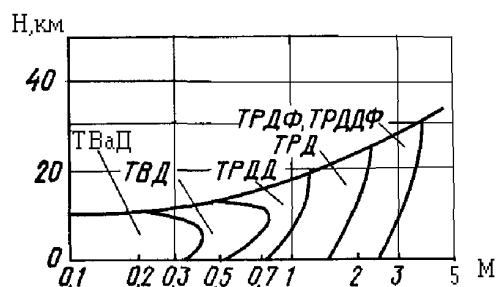
Турбовальні двигуни застосовуються майже на всіх сучасних вертольотах: двигун Д-25В (вертоліт Мі-6), ГТД-350 (вертоліт Мі-2), ТВ2-117 (вертоліт Мі-8Т), ТВ3-117 (вертоліт Мі-8МТВ), Д-136 (вертоліт Мі-26). Широке застосовуються ТВАД і на вертольотах іноземних авіакомпаній.

На прикладі ТВАД розглянемо характерні перетини газотурбінного двигуна:

- «Н» перетин сталого потоку, в цьому перерізі параметри повітря відповідають атмосферних;
- «Вх» перетин на вході у вхідний пристрій двигуна;
- «В» перетин на вході в компресор двигуна;
- «К» перетин на виході з компресора двигуна, вхід в камеру згоряння;
- «Г» перетин на виході камери згоряння двигуна, вхід в турбіну;
- «ТК» перетин на виході з турбіни компресора (перед вільною турбіною);
- «Т» перетин на виході з турбін двигуна, вхід в вихідний пристрій;
- «С» перетин на виході з двигуна.

Букви, що позначають перетину двигуна, використовуються в якості індексу при позначенні величин, що характеризують параметри газу. Наприклад, СС - швидкість витікання газу на виході з двигуна, РК - тиск газу за компресором двигуна і.т.д.

На рис.1.20 показані області застосування різних типів ГТД по швидкості і висоті польоту



Ріс.1.20 Области застосування газотурбінних двигунів по швидкості і висоті польоту:

$$M = \frac{V}{a};$$

Де: V - швидкість польоту; a - швидкість звуку; H - висота польоту

Є газотурбінні двигуни з вільною турбіною, які встановлюються на літаки. У цьому випадку потужність з вільною турбіни передається на тягне повітряний гвинт. Наприклад, двигуни: ТВ7-117 (літак Іл-114), М-601Е (літак Л-410), ТВД-1500 (літак Ан-38). Такі двигуни, як і інші, що встановлюються на літаки і обертають повітряний гвинт, називаються турбогвинтовими (ТВД).

Льотно-технічні характеристики конкретних літальних апаратів можуть відрізнятися від наведених на малюнку 1.20. Це може пояснюватися особливостями аеродинамічного компонування ЛА, характеристиками матеріалів, з яких виготовлений планер, призначенням ЛА, ККД повітряних гвинтів та ін.

Ідеальний цикл ГТД. Зміна параметрів стану газу по газоповітряному тракту ГТД.

Будь-газотурбінний двигун можна розглядати, по-перше, як теплову машину, в якій за рахунок енергії, що виділяється при згорянні палива, виробляється певна корисна робота циклу; по-друге, як пристрій для перетворення роботи циклу в тягову роботу.

Оснoву авіаційного двигуна як теплової машини становить замкнута послідовність термодинамічних процесів, в результаті здійснення яких забезпечується перетворення теплоти, що виділяється при згорянні паливо-повітряної суміші, в роботу циклу. Ця послідовність термодинамічних процесів становить термодинамічний цикл ГТД.

Розглянемо цикл ідеального ГТД (ідеальний цикл). У цьому двигуні на всіх стадіях енергетичних перетворень відсутні втрати, цикл такого двигуна полягає тільки з рівноважних процесів (в будь-який момент часу будь-який параметр має однакове значення в усіх точках робочого простору).

З процесів, що протікають в елементах газотурбінного двигуна, можна виділити п'ять основних етапів зміни стану робочого тіла:

- стиснення за рахунок швидкісного напору, здійснюване поза двигуна при дозвукових швидкостях польоту і у входному пристрої при надзвукових швидкостях;
- стиснення в компресорі;
- нагрівання за рахунок теплоти, що виділяється при згорянні паливо-повітряної суміші;
- розширення в турбіні і реактивному соплі;
- охолодження, здійснюване поза двигуном.

Як і всі термодинамічні цикли, цикл газотурбінного двигуна будується для одиниці маси робочого тіла постійного складу (ідеальний цикл). При цих умовах цикл ГТД буде складатися з чотирьох ідеальних процесів:

- процес адиабатного стиснення Н-К;

- процес ізобарного розширення К-Г;
- адіабатне розширення робочого тіла;
- процес ізобарного стиснення.

В ідеальному циклі ТРД процеси стиснення і розширення йдуть по адіабатах, а процеси підведення і відведення тепла - по ізобарі. Корисна робота ідеального циклу визначається площею, описуваної їм в координатах "p-v", а термічний ККД дорівнює відношенню тепла, еквівалентного корисної праці циклу, по всьому витраченому тепла.

В результаті здійснення розглянутих термодинамічних процесів, що становлять цикл ГТД, кожен кілограм робочого тіла виконує корисну роботу, яка називається роботою циклу.

Величина роботи циклу є одним з параметрів двигуна, що характеризують його ефективність. Завжди доцільно збільшувати роботу циклу, так як при цьому потреби витрачається повітря через двигун для отримання заданої потужності зменшується, а отже, зменшуються розміри і маса двигуна.

Робота циклу може бути визначена як різниця робіт розширення і стиснення або як різниця підведеної і відведеної теплоти.

З параметрів процесу дві взаємно незалежні величини - ступінь підвищення тиску і ступінь підвищення температури - повністю визначають ефективність циклу.

Вимоги до авіадвигунів.

Основними вимогами, пред'являються до двигунів, є:

- 1) створення заданої тяги або потужності для отримання необхідних льотно-технічних даних літального апарату;
- 2) можливо менша питома маса (відношення маси двигуна до його тязі) і максимально можлива лобова тяга (відношення тяги до поперечної площі двигуна);
- 3) максимально можлива економічність, тобто мінімальна питома витрата палива (відношення витрати палива до тяги двигуна) -;
- 4) простота конструкції, технологічність у виробництві, використання менш дефіцитних матеріалів;
- 5) високі експлуатаційні якості: максимально можливий ресурс роботи, простота і зручність обслуговування і ремонту. надійність;
- 6) зручність в управлінні, здатність швидко змінювати режим роботи.

Всі ці вимоги не можуть бути з максимальним ефектом реалізовані в одному двигуні. Тому в процесі створення двигуна всі пред'явлені до нього вимоги задовольняють компромісним шляхом.