

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ  
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач випускової кафедри  
\_\_\_\_\_ Світлана ПАВЛОВА  
«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**  
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА  
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

**Тема: «Засоби контролю технічного стану маршових двигунів  
сучасного ПС цивільної авіації»**

Виконавець: \_\_\_\_\_ Пушкарук Наталія Миколаївна  
(прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: \_\_\_\_\_ Єгоров Сергій Гаврилович  
(прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_ Василь ЛЕВКІВСЬКИЙ  
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2022

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Світлана

ПАВЛОВА

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

## З А В Д А Н Н Я

### на виконання дипломної роботи (проекту)

Пушкарук Наталії Миколаївни

Тема дипломної роботи: «Засоби контролю технічного стану маршових двигунів сучасного ПС цивільної авіації»

затверджена наказом ректора від 04.04.2022 р., № 352/ст \_\_\_\_\_

2. Термін виконання роботи: з 16.05.2022 р. по 15.06.2022 р. \_\_\_\_\_

3. Вихідні дані до роботи: конструктивні особливості маршових двигунів різних типів.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): Газотурбінний двигун. Прилади для вимірювання температури в авіаційних двигунах. Системи індикації двигуна.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: таблиці, рисунки, діаграми, графіки: Класифікація ГТД за призначенням та об'єктам застосування; Основні вузли та секції ГТД;

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір матеріалу за темою ДР	16.05-21.05	
2	Проведення огляду літератури	22.05-26.05	
3	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 1	27.05-01.06	
4	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 2	02.06-05.06	
5	Проведення аналізу та опрацювання матеріалу розділу 3	06.06-08.06	
6	Оформлення пояснювальної записки	09.06-15.06	

7. Дата видачі завдання « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2022 р.

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_ Сергій ЄГОРОВ  
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Наталія ПУШКАРУК  
(підпис студента) (П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Засоби контролю технічного стану маршових двигунів сучасного ПС цивільної авіації»:

стор. ...., рис. ...., табл. ...., використаних джерел .....

**Об'єкт дослідження:** процес контролю технічного стану маршових двигунів сучасного ПС цивільної авіації.

**Предмет дослідження:** засоби контролю технічного стану маршових двигунів сучасного ПС цивільної авіації.

**Мета роботи:** розробка та вдосконалення методів технічного обслуговування, що стосується двигунів, та спрямованих на підвищення якості технічного обслуговування та безпеки польотів.

**Методи дослідження:** аналіз літературних джерел, метод експертних оцінок, елементи теорії надійності та технічного діагностування.

**Ключові слова:** ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ, РЕМОНТ, ДІАГНОСТИКА, КОНТРОЛЬ.

## УМОВНІ СКОРОЧЕННЯ

- ГТД – газотурбінний двигун;  
ТРД – турбореактивний двигун;  
ТРДД - турбореактивний двигун двоконтурний;  
ДІВ - Системи інформаційного обміну;  
ВВ – витрата палива;  
КСПЕ - Комплексної системи підтримки експлуатації;  
ТЕС – Технічна експлуатація станом;  
СУ – Силова установка;  
ДСУ – Допоміжна силова установка;  
ДУ - рухова установка;  
САС - система аварійної сигналізації;  
КНД – каскад низького тиску;  
КВД – каскад високого тиску;  
КСД – каскад середнього тиску;  
САУ ДУ - система автоматичного управління рухової установки;  
САУ СУ - система автоматичного управління силової установки;  
СВД - система вимірювання тиску;  
СПП - система підготовки повітря;  
СУВП - система управління і вимірювання палива;  
ЛА – літальний апарат;  
КТД – коефіцієнт тиску двигуна;  
ТВГ – температура вихлопних газів;

## ЗМІСТ

ВСТУП .....	
РОЗДІЛ 1. ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН.....	
1.1 Призначення і область використання газотурбінного двигуна .....	
1.2 Базові відомості про газотурбінні двигуни .....	
1.3 Основні типи газотурбінних двигунів, що застосовуються в авіації.....	
1.4 Складові частини газотурбінного двигуна .....	
1.5 Турбіна та її призначення .....	
РОЗДІЛ 2. ПРИЛАДИ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ В АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНАХ.....	
2.1 Індикатори температури –термопари .....	
2.2 Системи індикації температури турбінного газу .....	
2.3 Вимірювання загальної температури повітря .....	
РОЗДІЛ 3. СИСТЕМИ ІНДИКАЦІЇ ДВИГУНА.....	
3.1 Параметри двигуна .....	
3.2 Обслуговування двигуна. Робочі параметри.....	
3.3 Параметри моніторингу. Система змащення. Обслуговування .....	
3.4 Робочі параметри двигуна .....	
3.5 Інтерфейси двигуна та літака .....	
3.6 Система електронних польотних приладів (EFIS) .....	
3.7 Електронний централізований монітор літака (ЕСАМ).....	
ВИСНОВКИ.....	
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	

## ВСТУП

Газотурбінні двигуни є основним типом двигунів, що застосовуються у військовій і цивільній авіації. Тягово-економічні характеристики цих двигунів повинні добре узгоджуватися з характеристиками літального апарату. Це забезпечує необхідну ефективність та економічність застосування літального апарату при заданих значеннях параметрів робочого процесу авіаційної силової установки.

Однією з найскладніших задач при створенні авіаційного двигуна є вибір параметрів робочого процесу двигуна та отримання необхідних експлуатаційних характеристик. Цей етап передує проектуванню і виготовленню дослідного зразка. Він ґрунтується на урахування тактико-технічних вимог до літального апарату і його силової установки, оцінки технологічних можливостей створення всіх елементів літального апарату і його двигунів а також прийнятої концепції вживання і експлуатації літального апарату.

Окрім параметрів літака, що характеризуються його аеродинамікою, оптимізуються параметри робочого процесу двигуна і ряд інших параметрів, що визначають ефективність і економічність газотурбінного двигуна.

На основі розрахунку і аналізу критеріїв ефективності літального апарату вибирається тип авіаційного двигуна та здійснюється перший етап оптимізації параметрів робочого процесу ГТД і характеристик силової установки в цілому.

На другому етапі оптимізації параметрів і характеристик газотурбінного двигуна здійснюється оцінка вартості життєвого циклу літального апарату з вибраною (спроектованою) силовою установкою. У моделі життєвого циклу вартість літака, його силової установки і різних систем ділиться на декілька видів витрат: на дослідницькі і проектувальні розробки літального апарату, силової установки, систем устаткування і озброєння; на виробництво літального апарату, двигунів, систем озброєння і оснащення; на експлуатацію та ремонт.

Підвищення економічності авіаційних силових установок з газотурбінними двигунами та забезпечення їх газодинамічної стійкості в широкому діапазоні експлуатаційних режимів, зокрема в умовах екстремального застосування,

реалізація високої надійності лопаткових вінців - завдання, що поставлені практикою авіаційного двигунобудування і експлуатації авіаційної техніки.

На даний час вирішення вказаних задач ґрунтується на вдосконаленні параметрів та характеристик елементів авіаційних ГТД, застосуванні перспективних конструкційних матеріалів, оптимізації процесів проектування та виробництва на підставі впровадження новітніх технологій, вдосконаленні внутрішньої аеродинаміки газотурбінних двигунів за рахунок використання сучасних моделей та методів математичного моделювання.

Вибір типу газотурбінного двигуна і визначення основних параметрів його робочого процесу для перспективного літального апарату є надзвичайно складною науково-технічною задачею. Особливою проблемою окреслені задачі створення серії газотурбінних двигунів на базі універсального газогенератора. Вирішення цієї проблеми дозволяє зменшити економічні витрати на створення газотурбінного двигуна та вартість його життєвого циклу в цілому.

Враховуючи високу абсолютну і відносну вартість газотурбінних авіаційних двигунів, високі вимоги до технічних даних і характеристик авіаційних силових установок з ГТД в цілому, магістральним напрямом в сучасному авіадвигунобудуванні є створення сімейств авіадвигунів на основі універсального базового газогенератора.

Один з суттєвих недоліків у реалізації концепції створення сімейств авіадвигунів на основі універсального базового газогенератора полягає в зміні параметрів та характеристик базового газогенератора внаслідок встановлення перед ним модулів вентиляторного контура із різними параметрами. Аналіз впливу модуля вентилятора на параметри потоку перед модулем газогенератора показав, що залежно від параметрів вентиляторного модуля зміна основних параметрів компресора може складати 3...5%.

**Актуальність теми.** Удосконалення процесів функціонування та експлуатації авіаційних двигунів (АД) на всіх етапах становлення і розвитку цивільної авіації залишалось актуальним і затребуваним. Конструкторська думка, зусилля інженерів, що експлуатують авіаційну техніку, завжди були направлені на підвищення



надійності, економічності, контролепридатності, а в останні роки і екологічності авіаційних двигунів.

На сьогоднішній день газотурбінні двигуни, є невід'ємною частиною життя майже всього населення Землі. Вони широко застосовуються в авіації (цивільній та військовій), на енергетичних станціях різного типу, у суднобудуванні і т.д. По вдосконаленню газотурбінних двигунів постійно ведуться роботи в різних наукових сферах.

Газотурбінні двигуни (ГТД) широко застосовуються в різних галузях: в авіації, енергетиці, суднобудуванні, на транспорті. У зв'язку з цим підвищується значимість всіх техніко-економічних характеристик, що визначають якість двигуна. Особливі вимоги пред'являються до надійності та ресурсу, як до головних чинників підвищення економічної ефективності ГТД.

Серед актуальних проблем в авіаційній техніці, що потребують першочергового науково – технічного забезпечення, слід наголосити на необхідності подальшого удосконалення методів і засобів діагностування технічного стану систем і елементів авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) як під час експлуатації, так і при проведенні технічного обслуговування та відновлення.

На підставі викладеного вище актуальність теми обумовлюється наступними обставинами:

- важливістю розробки заходів, спрямованих на підвищення надійності деталей ГТД протягом всього життєвого циклу;
- необхідністю розвитку методів неруйнівного контролю технічного стану деталей ГТД при їх експлуатації.

Основні характеристик ГТД ми розглянемо в 1 розділі більш детально.

**Мета роботи:** розробка та вдосконалення методів технічного обслуговування, що стосується двигунів, та спрямованих на підвищення якості технічного обслуговування та безпеки польотів.

**Об'єкт дослідження:** процес контролю технічного стану маршових двигунів сучасного ПС цивільної авіації.

**Предмет дослідження:** засоби контролю технічного стану маршових двигунів сучасного ПС цивільної авіації.

**Методи дослідження:** аналіз літературних джерел, метод експертних оцінок, елементи теорії надійності та технічного діагностування.

# РОЗДІЛ 1. ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН

## 1.1 Призначення і область використання газотурбінного двигуна

У сучасній техніці розроблено і використовується безліч різних типів двигунів.

В даній роботі розглядається - газотурбінні двигуни (ГТД), тобто двигуни, що мають в своєму складі компресор, камеру згорання та газову турбінку.

ГТД широко застосовуються в авіаційній, наземній і морській техніці.

На рис. 1 показані основні об'єкти сфери застосування сучасних ГТД.



Рис. 1 Класифікація ГТД за призначенням та об'єктам застосування

На даний час в загальному обсязі світового виробництва ГТД, вартісному вираженні, авіаційні двигуни становлять близько 70%, наземні і морські - близько 30%. Обсяг виробництва наземних і морських ГТД розподіляється наступним чином:

- енергетичні ГТД ~ 91%;
- ГТД для приводу промислового устаткування і наземних транспортних

засобів ~ 5%;

- ГТД для приводу судових рушіїв ~ 4%.

У сучасної цивільної та військової авіації ГТД практично повністю витіснили поршневі двигуни і зайняли домінуюче становище. Їх широке застосування в енергетиці, промисловості та транспорті стало можливим завдяки більш високій енерговіддачі, компактності та малій вазі в порівнянні з іншими типами силових установок. Високі питомі параметри ГТД забезпечуються особливостями конструкції і термодинамічного циклу. Цикл ГТД, хоча і складається з тих же основних процесів, що і цикл поршневих двигунів внутрішнього згоряння, але має істотну відмінність. У поршневих двигунах процеси відбуваються послідовно, один за іншим, в одному і тому ж елементі двигуна - циліндрі. У ГТД ці ж процеси відбуваються одночасно і безперервно в різних елементах двигуна. Завдяки цьому в ГТД немає такої нерівномірності умов роботи елементів двигуна, як в поршневому, а середня швидкість та масові витрати робочого тіла в 50 ... 100 разів вищі, ніж в поршневих двигунах. Це дозволяє зосередити в малогабаритних ГТД великі потужності.

## **1.2 Базові відомості про газотурбінні двигуни**

### **Типи, принцип дії та особливості застосування газотурбінних двигунів в авіації**

Авіаційні ГТД за способом створення тягового зусилля відносяться до класу реактивних двигунів, класифікація котрих подана на рис. 2.

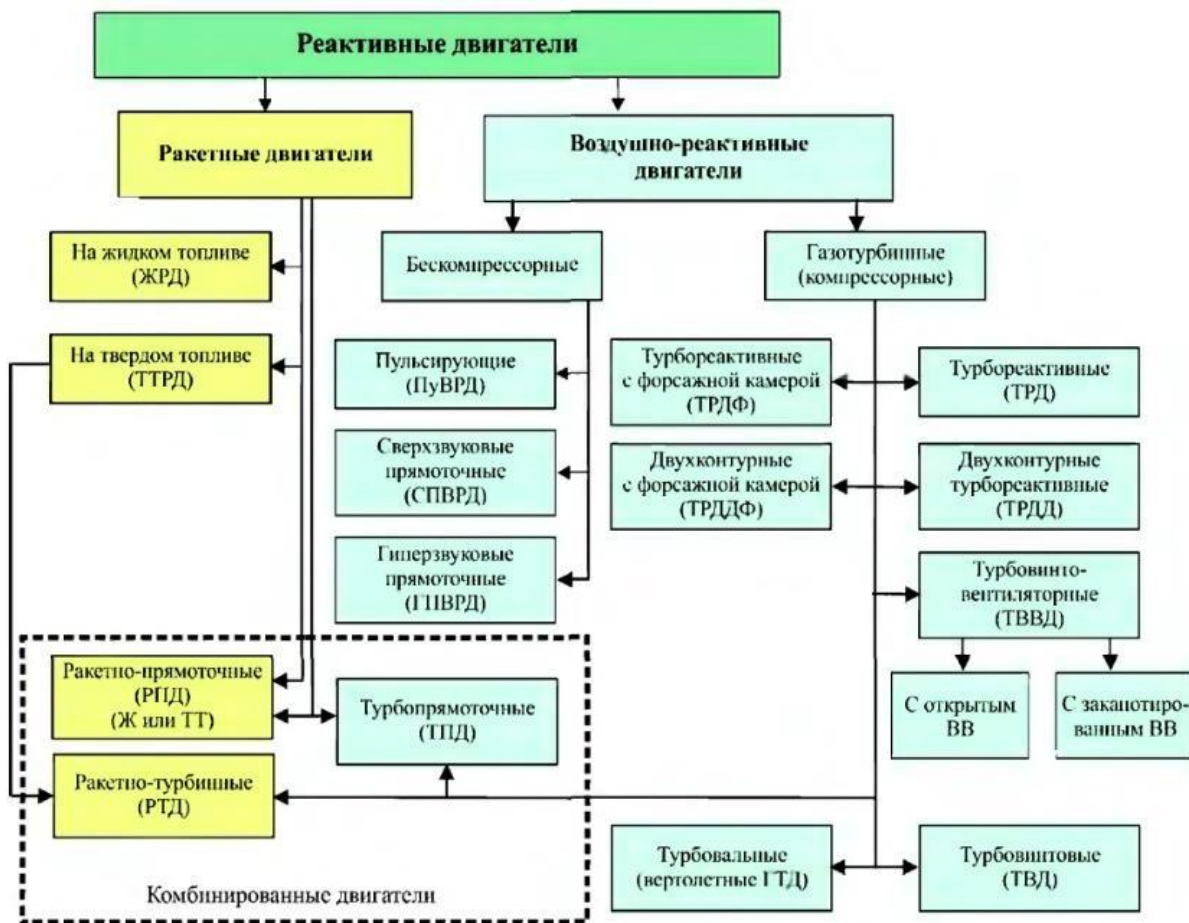


Рис. 2 Класифікація реактивних двигунів

Серед реактивних двигунів можна виділити дві основні групи:

Першу групу складають ракетні двигуни. Вони створюють тягове зусилля за рахунок прискорення робочого тіла, запасеного на борту літального апарату (ЛА). В даний час найбільшого поширення набули рідинні ракетні двигуни (РРД) і ракетні двигуни твердого палива (РДТТ). Перші з них використовують двохкомпонентне рідке паливо - розміщене в різних ємностях пальне та окислювач. А другі - тверде паливо, що містить горючі та окислюючі компоненти і цілком розміщуються в камері згоряння.

До другої групи належать повітряно-реактивні двигуни (ВРД), для котрих атмосферне повітря є основним компонентом робочого тіла, а кисень в повітрі використовується як окислювач. Залучення повітряного середовища дозволяє значно скоротити запас робочого тіла на борту ЛА, підвищити економічність і дальність польоту. У свою чергу, ВРД поділяються на дві основні підгрупи.

Безкомпресорні ВРД, що включають прямоточні (ПВРД) і пульсуючі (ПуВРД) двигуни. У прямоточних ВРД повітря стискається за рахунок швидкісного напору. Двигуни можуть застосовуватися для надзвукових швидкостей польоту при  $M_p > 2.3$  (СПВРД) і гіперзвукових швидкостей (ГПВРД,  $M_p > 6 \dots 7$ ). Однак прямоточні ВРД не мають стартової тяги. Цей недолік ПВРД можна виправити переходом до пульсуючому процесу подачі повітря і спалюванню палива при постійному обсязі. Такий процес реалізований в ПуВРД. У них стиснення повітря відбувається без використання швидкісного напору і компресора. ПуВРД використовувалися в Німеччині в кінці Другої світової війни на крилатих ракетах «V-1», але подальшого розвитку не отримали. Останнім часом інтерес до пульсуючим ВРД відновився. Активно вивчаються так звані імпульсні детонаційні двигуни, в яких тяга дискретно створюється за рахунок ударних хвиль, що утворюються в результаті детонаційного (вибухового) згоряння палива в камері згоряння.

Газотурбінні ВРД, які отримали свою назву через наявність турбокомпресорного агрегату, що має в своєму складі газову турбінку як основне джерело механічної енергії. Енергетичні ГТД мають не менш важливе значення в сучасній життєдіяльності людини.

На рис. 3 показаний рівень генерації тепла різними генераторами електроенергії, а на рис. 4 показана їх ефективність. Розглянуто наступні типи турбін: газова турбіна простого циклу (SCGT) з температурою горіння  $1315^\circ\text{C}$ , рекуперативна газова турбіна (RGT), паро-турбінна (ST) станція, станція комбінованого циклу (CCPP), поліпшена станція комбінованого циклу (ACCPPs) і гібридна станція (HPP).

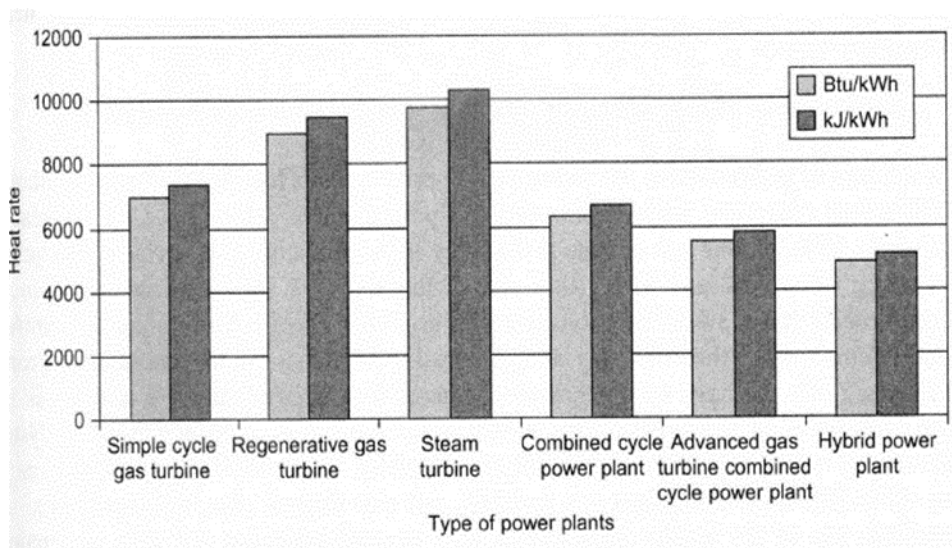


Рис.3 Рівень генерації тепла

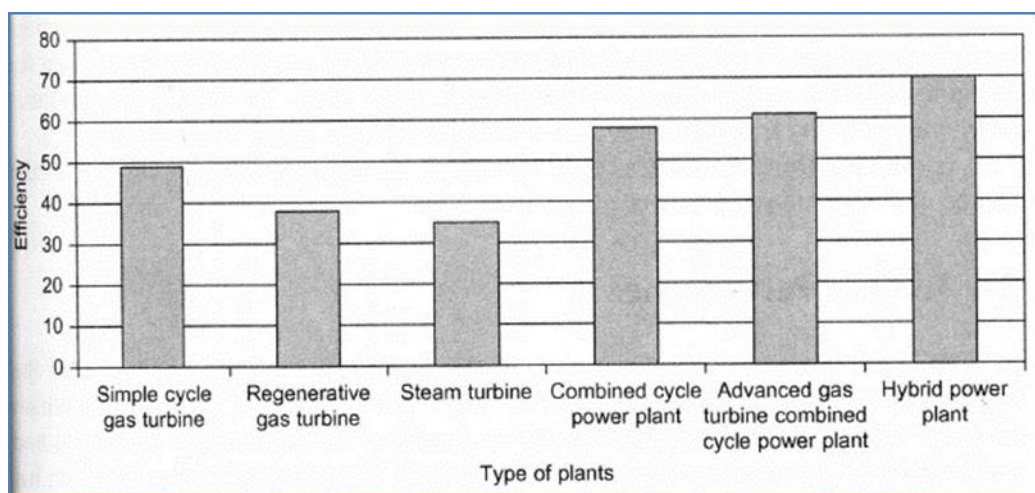


Рис.4 Ефективність

Об'єктом дослідження в даній роботі буде саме газотурбінний двигун. Для ознайомлення, основні типи ГТД будуть розглянуті нижче на рис. 5.

Одну з найпростіших конструкцій газотурбінного двигуна, для розуміння його роботи, можна уявити як вал, на якому знаходяться два диска з лопатками, перший диск – компресора, другий – турбіни, в проміжку між ними встановлена камера згорання.

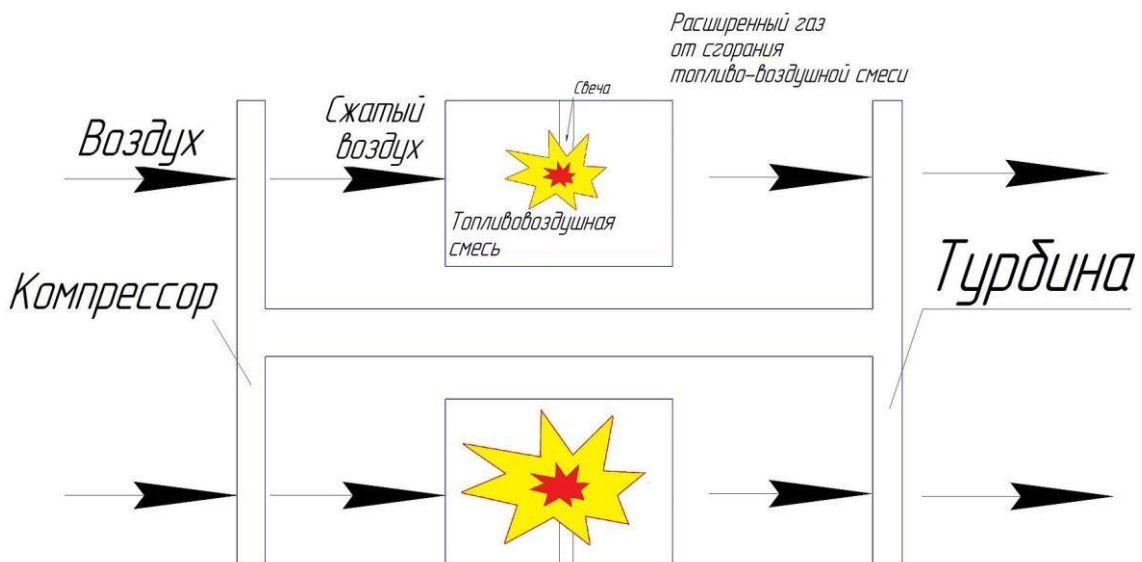


Рис. 5 Схематичне зображення роботи ГТД

Нижче приведений рисунок 6 зображує основні вузли ГТД котрі знаходяться в секціях холодного (cold section) та гарячого (hot section) повітря. До них належають: секція споживання/утягування (intake), де відбувається стиснення повітря (compression), камера згоряння (combustion chambers), турбіна (turbine) та вихлоп (exhaust).

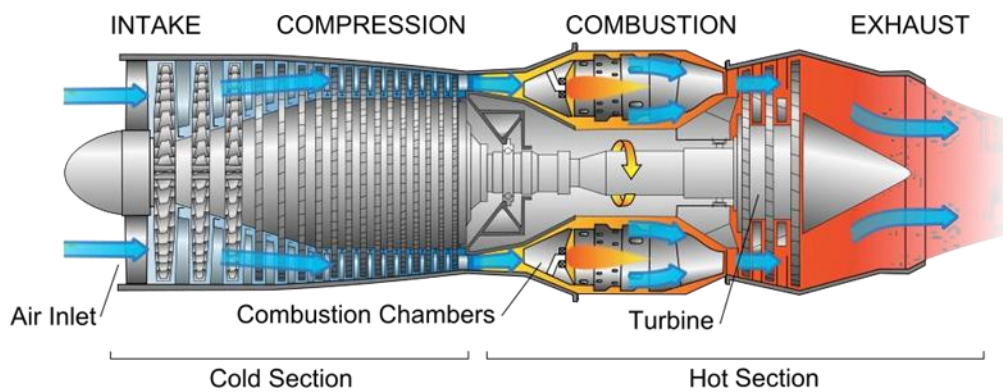


Рис. 6 Основні вузли та секції ГТД

Принцип роботи газотурбінного двигуна:

- всмоктування і стиснення повітря в лопатковому компресорі, подача його в камеру згоряння; змішування стисненого повітря з паливом для утворення паливно-повітряної суміші (ППС) і згоряння цієї суміші;
- розширення газів через її нагрівання при згорянні паливо-повітряної суміші, що формує вектор тиску газу, спрямований в бік найменшого опору (в напрямку лопаток турбіни), передача енергії (тиску) газу лопатками турбіни на



диск або вал, в якому ці лопатки закріплені;

- приведення до обертання диска турбіни і, внаслідок цього, передача крутного моменту по валу з диска турбіни на диск компресора.

Збільшення кількості палива, що подається (додавання «газу») викликає генерування більшої кількості газів високого тиску, що, в свою чергу, веде до збільшення числа обертів турбіни і диска(ів) компресора і, внаслідок цього, збільшення кількості повітря, яке нагнітається, і його тиску, що дозволяє подати в камеру згоряння і спалити більше палива. Кількість паливо-повітряної суміші залежить безпосередньо від кількості повітря, поданого в камеру згоряння. Збільшення кількості ППС призведе до збільшення тиску в камері згоряння і температури газів на виході з камери згоряння і, внаслідок цього, дозволить створити велику енергію газів які викидаються, спрямовану для обертання турбіни і підвищення реактивної сили.

Як і у всіх циклічних, чим вище температура згоряння, тим вище паливний. Стримуєчим фактором є здатність сталі, нікелю, кераміки або інших матеріалів, з яких складається двигун, витримувати температуру і тиск. Більшість турбін також намагаються рекуперувати тепло вихлопних газів, яке, в іншому випадку, втрачається даремно. Рекуператори – це теплообмінники, які передають тепло вихлопних газів стисненому повітрю перед згорянням. При комбінованому циклі тепло передається системам парових турбін. І при комбінованому виробництві тепла та електроенергії (когенерація) відпрацьоване тепло використовується для виробництва гарячої води.

Чим менше двигун, тим вище повинна бути частота обертання валу(ів), необхідна для підтримки максимальної лінійної швидкості лопаток, так як довжина кола, прямо залежить від радіуса ротора. Максимальна швидкість турбінних лопаток визначає максимальний тиск, який може бути досягнуто, що призводить до отримання максимальної потужності, незалежно від розміру двигуна. Реактивний двигун обертається з частотою близько 10000 об/хв і мікротурбіна – з частотою близько 100000 об/хв.

Для подальшого розвитку авіаційних і газотурбінних двигунів раціонально

застосовувати нові розробки в області високоміцних і жаротривких матеріалів для можливості підвищення температури і тиску. Застосування нових типів камер згоряння, систем охолодження, зменшення числа і маси деталей і двигуна в цілому, можливо в прогресі застосування альтернативних видів палива, зміни самого уявлення конструкції двигуна.

### 1.3 Основні типи газотурбинних двигунів, що застосовуються в авіації Турбореактивний двигун (Turbojet)

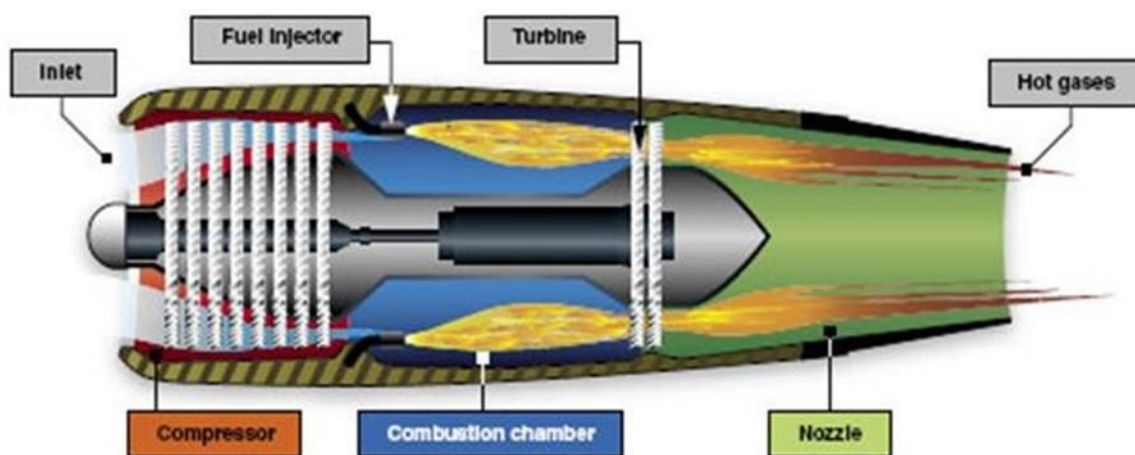


Рис. 7. Турбореактивний двигун

Турбореактивний двигун (ТРД) (рис. 7.) спочатку був розроблений для військових винищувачів під час Другої світової війни. Є найпростішим з усіх існуючих авіаційних ГТД. Складається з компресора, що виконує функцію заторможення і стиснення повітря, камери згоряння, в якій відбувається змішування повітря з паливом і згоряння суміші, однієї або більше турбін, трансформують енергію вихлопних газів в обертання приводу компресора, і вихлопного сопла. Недоліком ТРД є значна витрата палива і шум. Ці недоліки привели в кінцевому підсумку до відмови від даного типу двигуна.

### Турбореактивний двигун з форсажною камерою (Turbojet with afterburner)

Турбореактивний двигун з форсажною камерою (ТРДФ) (Рис. 8.) –

модифікація ТРД, що застосовується в основному на надзвукових літаках. Між турбіною і соплом встановлюється додаткова форсажна камера, в якій спалюється додаткове паливо. В результаті відбувається збільшення тяги (форсаж) до 50%, але витрата палива різко зростає. Двигуни з форсажною камерою, як правило, не використовуються в комерційній авіації через їх низьку економічності. Основне призначення – винищувачі (МІГ-29, СУ-27, F- 15, F-22 та ін.).

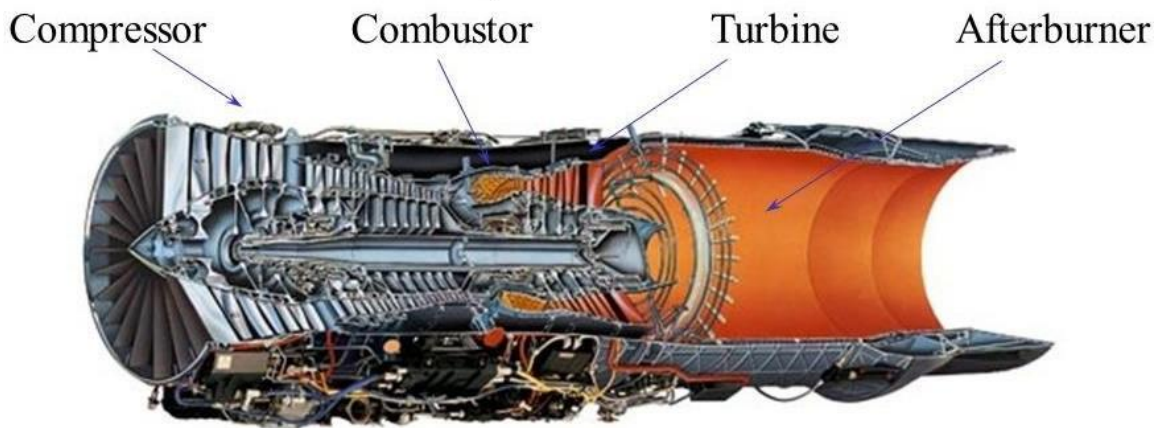


Рис. 8 Турбореактивний двигун з форсажною камерою

#### Турбогвинтовий двигун (Turboprop)

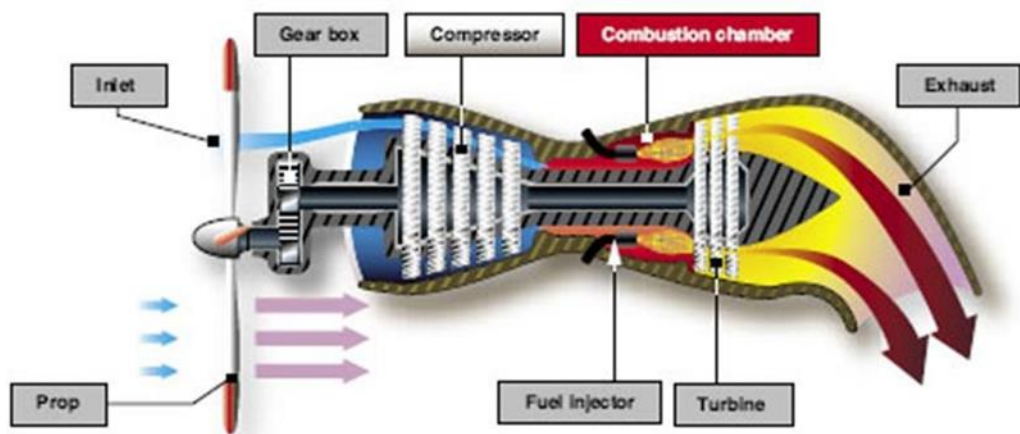


Рис. 9 Турбогвинтовий двигун

У турбогвинтовому двигуні (ТВГ) (рис. 9.) основне тягове зусилля забезпечує повітряний гвинт, з'єднаний через редуктор з валом турбокомпресора. Для цього використовується турбіна зі збільшеним числом ступенів, так що розширення газу в турбіні відбувається майже повністю і тільки 10-15% тяги забезпечується за рахунок газового струменя. Турбогвинтові двигуни набагато більш економічні на малих

швидкостях польоту і широко використовуються для літаків, що мають велику вантажопідйомність і дальність польоту. Крейсерська швидкість літаків, оснащених ТВГ, 600-800 км / ч.

### **Турбовальний двигун (Turboshaft)**

Турбовальний двигун (Рис. 10.) найчастіше має вільну турбіну. Вся турбіна поділена на дві частини, між собою механічно незв'язані. Зв'язок між ними тільки газодинамічний. Газовий потік, обертаючи першу турбіну, віддає частину своєї потужності для обертання компресора і далі, обертаючи другу, тим самим через вал цієї (другої) турбіни пускає в хід корисні агрегати. Сопло на турбовальних двигуні відсутнє. Вихідний пристрій для відпрацьованих газів соплом не є і тяги не створює. Основне застосування турбовальний двигун знаходить в авіації, здебільшого, на вертольотах. Корисне навантаження в цьому випадку - несучий гвинта. Відомим прикладом можуть служити широко поширені вертольоти Мі-8 і Мі-24 з двигунами ТВ2-117 і ТВ3-117.

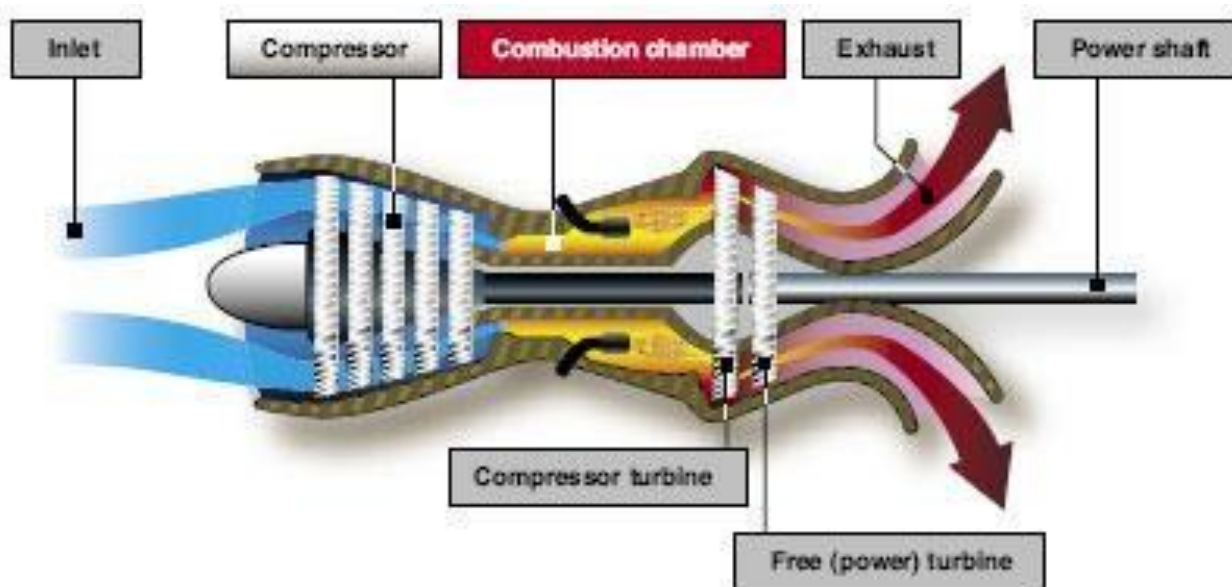


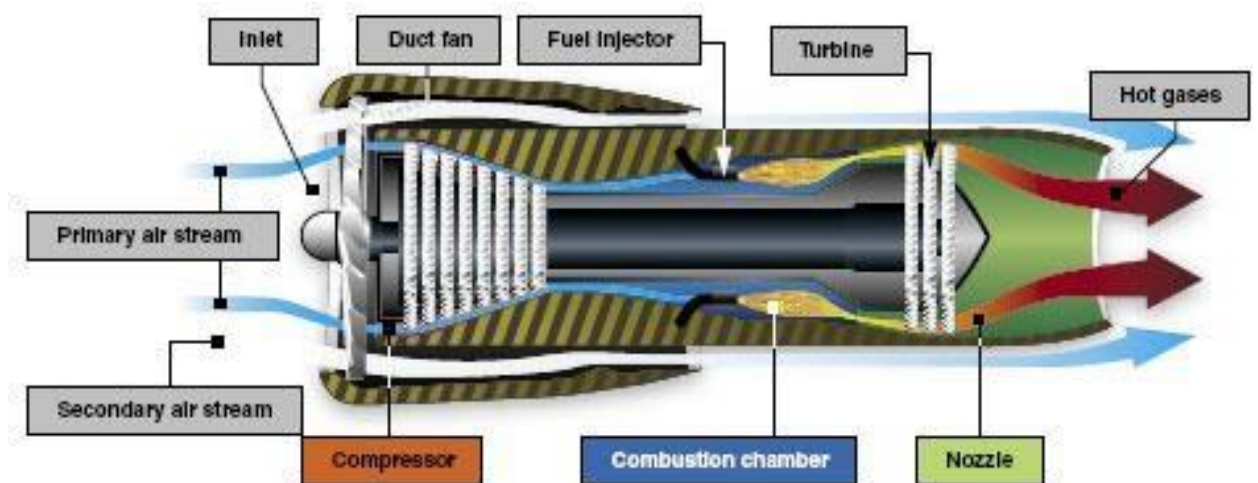
Рис. 10. Турбовальний двигун

### **Турбовентиляторний двигун (Turbofan)**

Турбовентиляторних двигуном називають турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) з високою (вище 2) ступенем двоконтурного (Рис. 11.). В даному типі двигунів використовується одноступінчатий вентилятор великого діаметру, що забезпечує високий витрата повітря через двигун на всіх швидкостях польоту,

включаючи низькі швидкості при зльоті та посадці. Економічність турбовентиляторних двигунів обумовлена тим, що на відміну від звичайного ТРДД енергія реактивного струменя у вигляді тиску і високої температури не губиться на виході з двигуна, а перетворюється в обертання вентилятора, який створює додаткову тягу, тим самим підвищується ККД. У турбовентиляторних двигуні вентилятор може створювати до 70-80% всієї тяги двигуна.

Є найпоширенішим типом ГТД для комерційної



авіації.

Рис. 11. Турбовентиляторний двигун

### Допоміжні силові установки (Auxiliary Power Unit)

ГТД, що встановлюються на ЛА (Рис. 12) не з метою створення сили тяги, а в якості генераторів потужності і стисненого повітря, називаються допоміжними двигунами. Допоміжні двигуни використовуються для пуску основних двигунів, харчування повітрям системи кондиціонування, приводу електрогенераторів та іншого допоміжного обладнання. Допоміжний ГТД, об'єднаний в єдиний конструктивний модуль з агрегатами, що забезпечують відбір повітря і потужності, називається допоміжною силовою установкою (ВСУ) (Рис. 13.). Застосування бортових ВСУ забезпечує незалежність літака або вертольота від наземних джерел живлення і, як наслідок, оперативність наземного обслуговування, надійний пуск основних двигунів і можливість кондиціонування салонів при непрацюючих основних двигунах. У польоті ВСУ може бути використана в якості аварійного джерела енергії, що підвищує безпеку польоту.

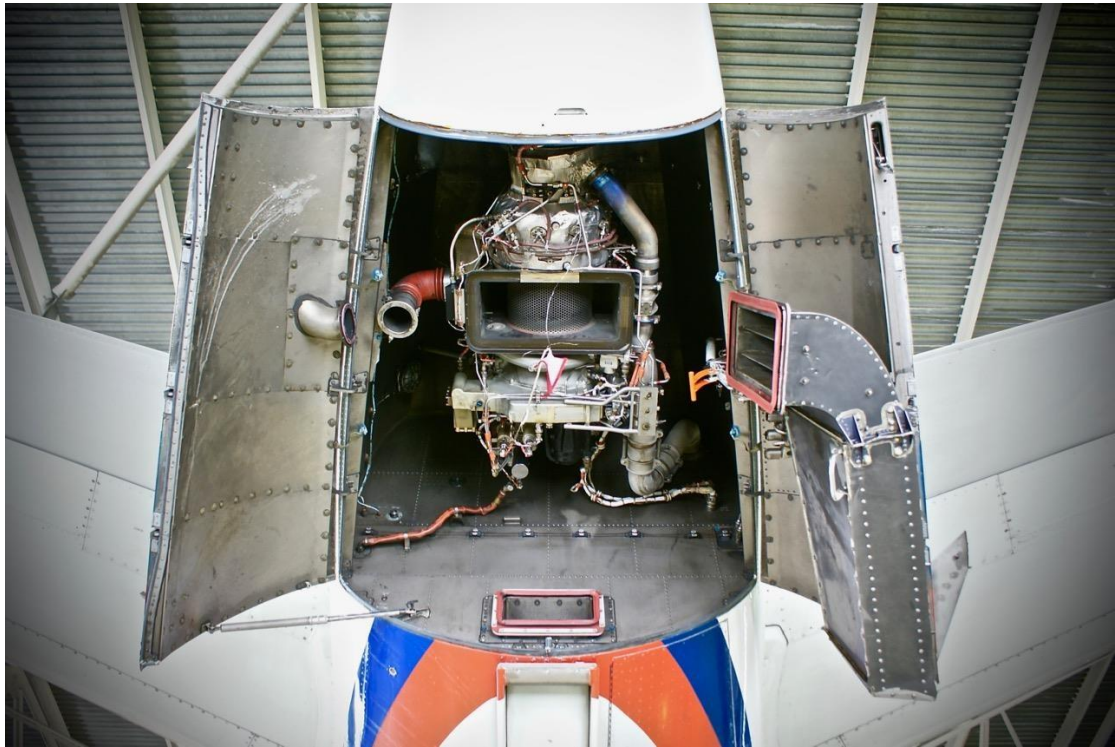


Рис. 12. Допоміжна силова установка в конструкції літака

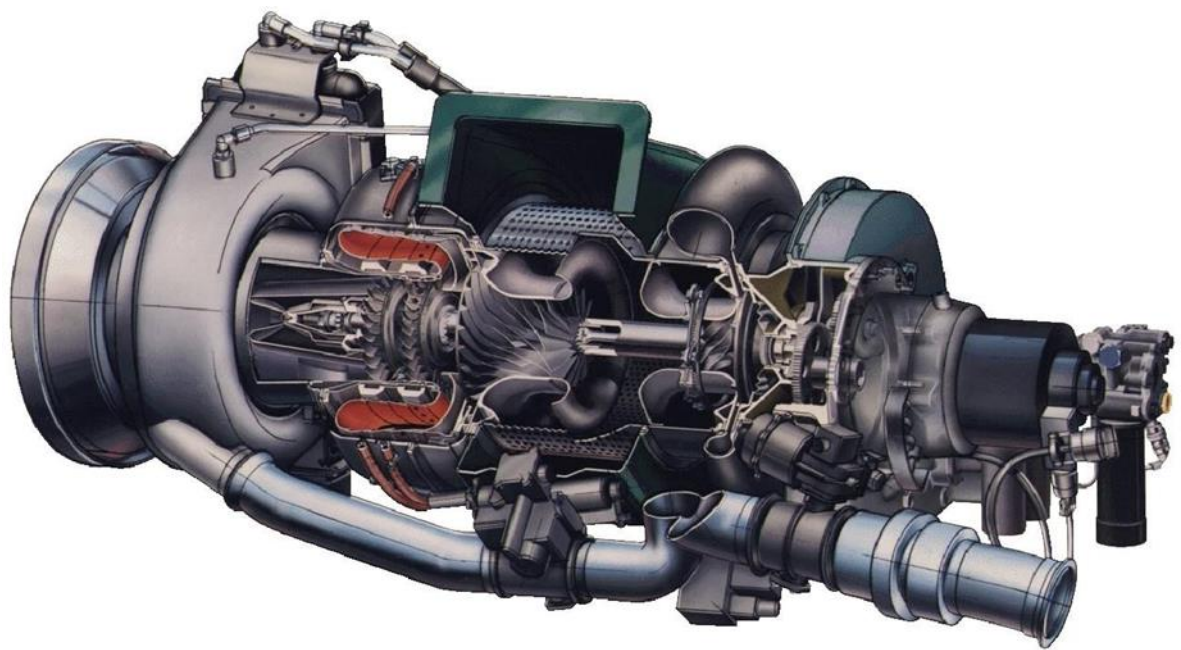


Рис. 13. Допоміжна силова установка



5. Камера згоряння
6. Турбіна високого тиску
7. Турбіна низького тиску
8. Сопло газогенератора
9. Сопло вентилятора

Серед складових частин ТРДД слід виділити такий вузол, як турбіна. Турбіна є однією з найбільш навантажених частин ТРДД, що сприймає значні фізичні та термічні навантаження. З цієї причини вона є одним з найбільш відповідальних вузлів, деталі котрої ремонтуються частіше, ніж інші складові ГТД. Саме тому даний вузол був обраний ціллю дослідження.

## **1.5 Турбіна та її призначення**

### **Вимоги, що пред'являються до конструкції турбін**

Турбіна – лопаткова машина, в якій відбувається перетворення кінетичної енергії та/або внутрішньої енергії робочого тіла (пари, газу, води) в механічну роботу на валу. Струмінь робочого тіла впливає на лопатки, закріплені по колу ротора, і приводить їх в рух. Таким чином турбіни дають можливість перетворити енергію текучого середовища, в нашому випадку газу, в корисну роботу.

У авіадвигунів, турбіна безпосередньо пов'язана валом з компресором. Отже, турбіна передає по валу свій крутний момент, тим самим віддаючи його компресору та не дозволяючи зупинитися процесу роботи двигуна.

Сама авіаційна турбіна, спрощено кажучи, являє собою конструкцію, що складається з ротора, статора і різних допоміжних елементів конструкції. Статор складається з зовнішнього корпусу, корпусів соплових апаратів і корпусів підшипників ротора. Ротор зазвичай представляє з себе дискову конструкцію в якому диски з'єднані з ротором і між собою з використанням різних додаткових елементів і способів кріплення.

Іноді двигун виконується багатовальним. В цьому випадку є кілька послідовно розташованих турбін, кожна з яких приводить у рух свій вал. Турбіна високого тиску (перша після камери згоряння) завжди приводить в рух компресор двигуна, а наступні можуть приводити як зовнішнє навантаження (гвинти вертольота або



корабля, потужні електрогенератори і так далі), так і додаткові каскади компресора самого двигуна, розташовані перед основним. Розбиття компресора на каскади (каскад низького тиску, каскад високого тиску - КНД і КВД відповідно, іноді між ними поміщається каскад середнього тиску, КСД, як, наприклад, в двигуні НК-32 літака Ту-160) дозволяє уникнути помпажа на часткових режимах.



Рис. 15 Вартість технічного обслуговування турбіни:

а - частки ТВГ і ТНД в вартості обслуговування двигуна CFM56-3; б - складові вартості обслуговування вузлів типового авіаційного двигуна

Конкретні вимоги до конструкції турбіни можна сформулювати наступним чином:

1. Максимальний ККД.
2. Мінімальний витрата охолоджуючого повітря.

Витрата охолоджуючого повітря має фактично настільки ж важливе значення для питомих параметрів двигуна, як і ККД турбіни. Крім того, збільшення витрат на охолодження погіршує ККД турбіни і ускладнює отримання таких екологічних характеристик двигуна, як низька емісія в КС. В сучасних авіаційних турбінах витрата охолоджуючого повітря може досягти 30% від витрати повітря через КВД. Слід розрізняти витрати охолоджуючого повітря на СА турбіни і витрата повітря, що надходить в проточну частину за перетином, тобто на ротор турбіни, з якого і відбувається безпосередній відбір потужності. Витрата на СА (10 ... 12% від витрат

через КВД) в термодинамічній сенсі може вважатися частиною КС і безпосередньо впливає не на питомі параметри двигуна, а на рівень температури газу за КС (в перетині 4) і втрати енергії в СА. Різниця температур становить від 80 до 120 К.

3. Мінімальна виробнича собівартість. Частка турбін (ТВГ і ТНД) в собівартості двигуна середньої тяги (типу CFM56 і V2500) становить близько 30%. Для промислових наземних двигунів, створених на базі газогенератора авіаційного прототипу, в яких прибрані вентилятор і КНД, а ТНД замінена на СТ (типу ПС-90ГП-1, -2, -3), частка турбін становить близько 40%.

4. Мінімальна вартість ТО. Частка вартості ТО турбіни в вартості обслуговування двигуна (основну частину якого становлять витрати на запчастини і цехові ремонти) становить близько 60%. Для турбін двигунів близько- і середньомагістральних літаків, а також турбін так званих «авіапроізовних» наземних двигунів (потужністю до 50 МВт) повна вартість обслуговування складає від 50 до 150 доларів за льотну годину. Для турбін двигунів великий (понад 40 тонн) тяги вартість обслуговування значно вище. Самостійне і найважливіше значення вартість обслуговування придбала в 1990-х рр. після повсюдного поширення системи обслуговування двигунів виробником на основі фіксованої оплати за льотну годину.

5. Забезпечення необхідного для конкурентоспроможності двигуна ресурсу (терміну служби) основних деталей. Саме ресурс основних деталей турбіни визначає напрацювання на ремонт всього двигуна. Ресурс лопаток найчастіше вимірюється в годинах (рідше - в циклах). Ресурс роторних деталей (дисків, дефлекторів і валів) вимірюється в циклах. У кращих сучасних авіаційних конструкціях турбін ресурс лопаток ТВГ досягає 15000 годин, а ресурс роторних деталей ТВГ - 20000 циклів.

6. Наявність запасу по температурі газу перед турбіною. Проектний запас по температурі перед турбіною - це обрана при проектуванні величина, на яку збільшуються розрахункові температури газу перед турбіною (перед ротором турбіни) при теплових і міцності розрахунках.

### **Матеріали основних деталей турбіни**

Конструкції сучасних турбін базуються на самих високих технологіях вгалузі

матеріалознавства. Прогрес в області жароміцних сплавів в значній мірі визначає параметри газових турбін. Типові матеріали для турбіни авіаційного двигуна характеризуються високою питомою міцністю при високих температурах і задовільною відтворюваністю механічних властивостей у виробництві. Всі ці матеріали повинні бути схвалені державними сертифікують організаціями.

### **Основні фактори, що визначають конструкцію турбіни**

У конструкцію газової турбіни входить чотири основні групи деталей, що визначають надійність роботи двигуна:

- диски, кільця та інші обертові роторні деталі,
- лопатки,
- вали,
- корпусні деталі.

Основними конструктивними аспектами, що вимагають посиленої уваги конструктора є:

Місце розташування роликів підшипника ТВГ і способи забезпечення герметичності і захисту від перегріву його олійною порожнини. Можливі три базових варіанти розміщення підшипника і його опори: перед ТВГ, між ТВГ і ТНД, за ТНД. Кожне рішення має свої переваги і недоліки з точки зору собівартості, надійності, досвіду експлуатації, а також забезпечення необхідних умов роботи для масляної порожнини. Всі вони розглянуті нижче на прикладі реальних конструкцій.

Кожен ротор турбіни повинен мати дві опори. Одна з них може бути поєднана з опорою компресора (тобто цієї опорою служить загальний вал турбіни і компресора). В опорі компресора зазвичай встановлюється кульковий підшипник, що виключає осьові переміщення ротора і сприймає його осьові зусилля.

В опорі турбіни встановлюється роликів підшипник. Він сприймає тільки радіальні зусилля і допускає відносні осьові переміщення ротора і корпусу. Ці переміщення неминучі як наслідок дії осьових аеродинамічних сил і різниці температурних розширень ротора і корпусу. Величина осьових переміщень від холодного стану в збірці до робочого збільшується з видаленням кулькового підшипника від турбіни. Ці переміщення від «холодного» стану до «гарячого»

обов'язково враховуються при проектуванні.

Кількість роторів (валів) - одновальна, двувальна або трехвальна схеми. Кількість роторів надає очевидне і значний вплив на складність конструкції. Додатковий ротор означає додаткову підшипникову опору і необхідність вирішення проблеми її розміщення. В сучасних авіаційних двигунах турбіна є, як мінімум, двохвальною і складається з ТВГ і ТНД. У трехвальній авіаційній турбіні між ТВГ і ТНД з'являється ТСД, що служить для приводу окремого каскаду компресора. У промислових двигунах третій ротор може бути вільним від механічного зв'язку з компресором і мати вільну турбіну, яка є одночасно СТ для приводу пристроїв-споживачів потужності.

Рівень температури газу перед ротором і необхідна ефективність системи охолодження мають вирішальний вплив на складність застосовуваних технологій охолодження лопаток вінців і на конструкцію системи охолодження турбіни. Під рівнем температури газу розуміється максимальний рівень температури (для середнього нового двигуна) в жаркий день (при температурі +30 ° С). Рівень температури на режимі «Redline» буде вище в залежності від наявного запасу по температурі газу. Конструкція повинна забезпечити всі охолоджувальні лопаточні вінці і охолоджувані елементи необхідним обсягом повітря мінімально можливої температури з запасом по тиску (по відношенню до тиску газу). Запас тиску повітря необхідний для запобігання проникнення газу в охолоджувані деталі, випуску його в проточну частину.

### **Найбільш успішні конструкції газових турбін**

Незважаючи на численність реалізованих в металі газових турбін, кількість дійсно успішних конструкцій не така велика. До успішних конструкціям турбін віднесені:

- представляють собою ціле сімейство конструкцій;
- реалізовані серією або мають перспективу реалізації (хоча б в масштабах одного виду) досить значною серії - кілька тисяч штук;
- довели надійність і довговічність в експлуатації;
- забезпечують прибутковість у виробництві та обслуговуванні.

## РОЗДІЛ 2 ПРИБАДИ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ В АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНАХ

### 2.1 Індикатори температури термопари

Термопара – це ланцюг або з'єднання двох різних металів. Метали стикаються в двох окремих місцях з'єднання. Якщо один з переходів нагріти до температури вищої, ніж інший, у ланцюзі виникає електрорушійна сила. Ця напруга прямо пропорційна температурі. Отже, вимірюючи величину електрорушійної сили, можна визначити температуру. Поперек більш холодного з двох спаїв термопари розміщують вольтметр. Він калібрується в градусах Фаренгейта або Цельсія, якщо необхідно. Чим більш гарячим стає високотемпературний спай (гарячий спай), тим більше створюється електрорушійна сила і тим вище індикація температури на лічильнику (рис. 16).

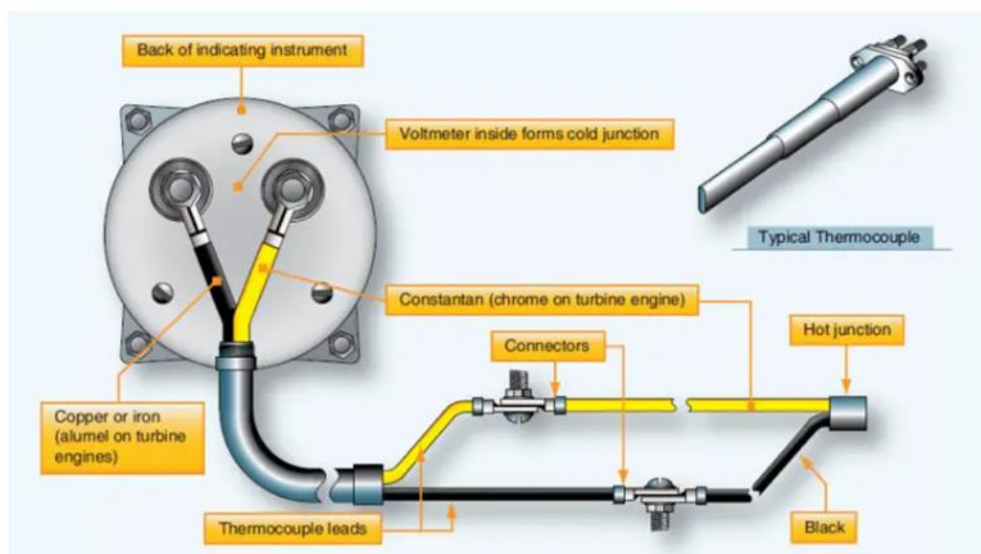


Рис. 16. Термопари об'єднують два не схожі на один метали, які викликають струм при нагріванні

Для вимірювання високих температур використовуються термопари. Двома поширеними застосуваннями є вимірювання температури головки циліндрів (СНТ) у поршневих двигунах і температури вихлопних газів (EGT) у турбінних двигунах. Проводи термопар виготовляються з різних металів, залежно від максимальної температури, до якої вони піддаються. Залізо і константан, або мідь і константан, є звичайними для вимірювання СНТ. Хромель і алюмель використовуються для

турбінних термопар EGT.

Величина напруги, яку створюють різномірні метали при нагріванні, вимірюється в мілівольтах. Тому проводи термопари призначені для забезпечення певної величини опору в ланцюзі термопари (зазвичай дуже невеликого). Їх матеріал, довжину або розмір поперечного перерізу не можна змінювати без компенсації за зміну загального опору, яка може виникнути. Кожен провідник, який підключається до вольтметра, повинен бути виготовлений з того ж металу, що й частина термопари, до якої він підключений. Наприклад, мідний дріт під'єднаний до мідної частини гарячого спаю, а константовий дріт – до частини константану.

Гарячий спай термопари має різну форму залежно від її застосування. Два поширених типи - це прокладка і багнет. У типі прокладки два кільця з різномірних металів стиснуті один до одного, щоб утворити прокладку, яку можна встановити під свічку запалювання або притискну гайку циліндра. У багнетному типі метали об'єднуються всередині перфорованої захисної оболонки. Байонетні термопари укладаються в отвір або колодязь в головці блоку циліндрів. На турбінних двигунах вони встановлені на входному або вихідному корпусі турбіни і проходять через корпус у потік газу. Зауважте, що для індикації СНТ для установки термопари вибирається циліндр, який найбільше нагрівається в більшості умов експлуатації. Розташування цього циліндра різниться у різних двигунів (рис. 17).

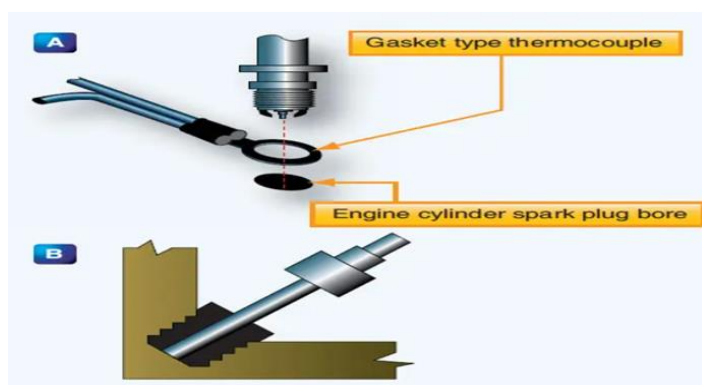


Рис. 17 Для встановлення під свічку запалювання або притискну гайку циліндра найбільш нагрітого циліндра (А) виконується термопара головки блоку циліндрів з гарячим спаєм типу прокладки. Термопара багнетного типу встановлена в отворі стінки циліндра (В)

Холодний спай ланцюга термопари знаходиться всередині корпусу приладу.

Оскільки електрорушійна сила, створена в ланцюзі, змінюється в залежності від різниці температур між гарячим і холодним спаями, необхідно компенсувати механізм індикатора на зміни температури кабіни, які впливають на холодний спай. Це досягається за допомогою біметалічної пружини, з'єднаної з індикаторним механізмом. Це фактично працює так само, як і біметалічний термометр, описаний раніше. Коли проводи від'єднані від індикатора, температуру зони кабіни навколо приладової панелі можна зчитувати на циферблаті індикатора (рис. 18). Числові світлодіодні індикатори для СНТ також поширені в сучасних літаках.



Рис. 18 Типові індикатори температури термопар

## 2.2 Системи індикації температури турбінного газу

EGT є важливою змінною для роботи турбінного двигуна. Система індикації EGT забезпечує візуальну індикацію температури в кабіні вихлопних газів турбіни, коли вони залишають турбінний блок. У деяких турбінних двигунах температуру вихлопних газів вимірюють на вході в турбоагрегат. Це називається системою індикації температури на вході турбіни (TIT).

Для вимірювання EGT або TIT використовується кілька термопар. Вони розташовані з інтервалами по периметру корпусу турбіни двигуна або вихлопного каналу. Крихітні напруги термопар зазвичай підсилюються і використовуються для живлення серводвигуна, який приводить в рух покажчик індикатора. Вимкнення цифрового барабана індикації руху вказівника є звичайним явищем (рис. 19). Показаний індикатор EGT є герметично закритим блоком. Шкала приладу коливається від 0 °C до 1200 °C, з ноніусом у верхньому правому куті та прапорцем попередження про вимкнення живлення, розташованим у нижній частині циферблата.

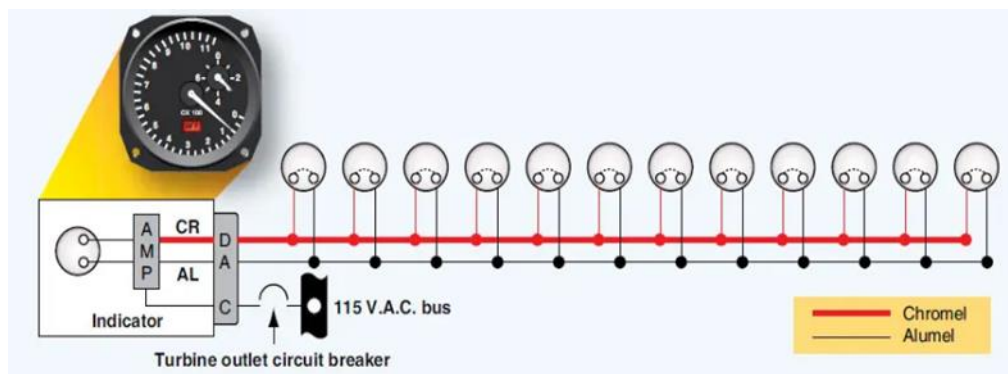


Рис. 19 Типова система термопар температури вихлопних газів

Система індикації TIT забезпечує візуальну індикацію на приладовій панелі температури газів, що надходять у турбіну. Можна

використовувати численні термопары із середньою напругою, що представляє TIT. Існують подвійні термопары, що містять два електрично незалежних переходу в межах одного зонда. Один набір цих термопар паралельно передається для передачі сигналів на індикатор кабіни. Інший набір паралельних термопар надає температурні сигнали системам моніторингу та контролю двигуна. Кожен контур електрично незалежний, що забезпечує подвійну надійність системи.

Схема системи температури на вході турбіни для одного двигуна чотиримоторного турбінного літака показана на рисунку 20. Схеми для трьох інших двигунів ідентичні цій системі. Індикатор містить мостову схему, схему подрібнювача, двофазний двигун для приводу покажчика і потенціометр зворотного зв'язку. Також включені схема опорної напруги, підсилювач, прапорець вимкнення



живлення, блок живлення та індикатор перегріву. Вихід підсилювача активує змінне поле двофазного двигуна, який позиціонує головний показчик індикатора та цифровий індикатор. Двигун також керує потенціометром зворотного зв'язку, щоб забезпечити гудіння сигналу для зупинки приводного двигуна, коли буде досягнуто правильне положення показчика відносно температурного сигналу.

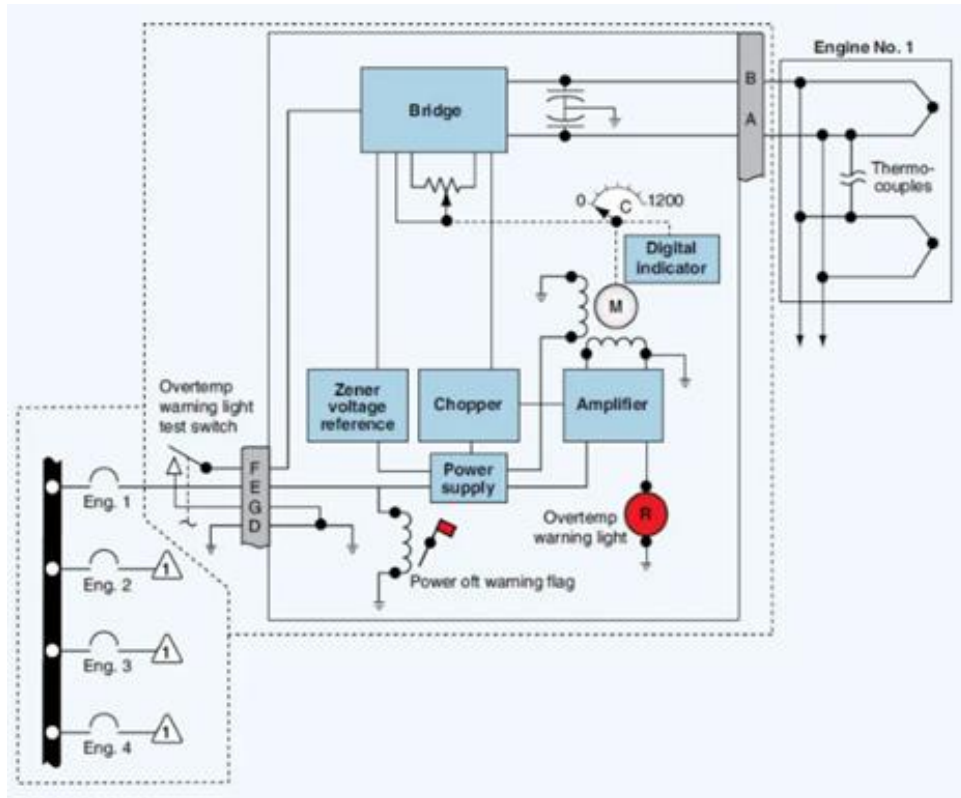


Рис. 20 Типова аналогова система індикації температури на вході турбіни

Індикатор перегріву в індикаторі загоряється, коли ТІТ досягає заданої межі. Зовнішній тестовий перемикач зазвичай встановлюється для того, щоб можна було одночасно перевіряти попереджувальні лампи перегріву для всіх двигунів. Коли тестовий перемикач спрацьовує, сигнал перегріву моделюється в мостовій схемі контролю температури кожного індикатора.

Цифрові прилади в кабіні не повинні використовувати індикатори опорного типу та налаштовані термопари з сервоприводом, щоб надавати пілоту інформацію про температуру. Значення опору та напруги датчика вводяться до відповідного комп'ютера, де вони регулюються, обробляються, контролюються та виводяться для відображення на панелях дисплея кабіни. Вони також надсилаються для використання іншими комп'ютерами, яким потрібна інформація про температуру

для контролю та моніторингу різних інтегрованих систем.

### **2.3 Вимірювання загальної температури повітря**

Температура повітря є цінним параметром, від якого залежать багато параметрів моніторингу та контролю продуктивності. Під час польоту статична температура повітря постійно змінюється, і точні вимірювання становлять проблеми. Нижче 0,2 Маха простий датчик температури або біметалічний датчик температури може надати відносно точну інформацію про температуру повітря. На більш високих швидкостях тертя, стисливість повітря та поведінка прикордонного шару ускладнюють точне вимірювання температури. Загальна температура повітря (ТАТ) – це статична температура повітря плюс будь-яке підвищення температури, викликане швидкісним рухом літака в повітрі. Підвищення температури відоме як підвищення температури. Зонди ТАТ сконструйовані спеціально для точного фіксування цього значення та передачі сигналів для індикації в кабіні,

Прості системи ТАТ включають датчик і індикатор з вбудованою схемою балансу опору. Потік повітря через датчик розроблений таким чином, що повітря з точною температурою впливає на опорний елемент із платиного сплаву. Датчик розроблений для вловлювання коливань температури з точки зору зміни опору елемента. При розміщенні в мостовій схемі покажчик індикатора рухається у відповідь на дисбаланс, викликаний змінним резистором.

Більш складні системи використовують технологію корекції сигналу та посилені сигнали, що посиляються на серводвигун для регулювання індикатора в кабіні. Ці системи включають чітко регульоване джерело живлення та моніторинг відмов. Вони часто використовують числові зчитування барабанного типу, але також можуть бути відправлені на драйвер РК-дисплея для освітлення РК-дисплеїв. Багато РК-дисплеїв є багатофункціональними, здатними відображати статичну температуру повітря та справжню швидкість повітря. У повністю цифрових системах сигнали корекції вводяться в АЦП. Там ними можна відповідним чином маніпулювати для відображення в кабіні або для будь-якої системи, яка вимагає

інформації про температуру. (рис. 21)

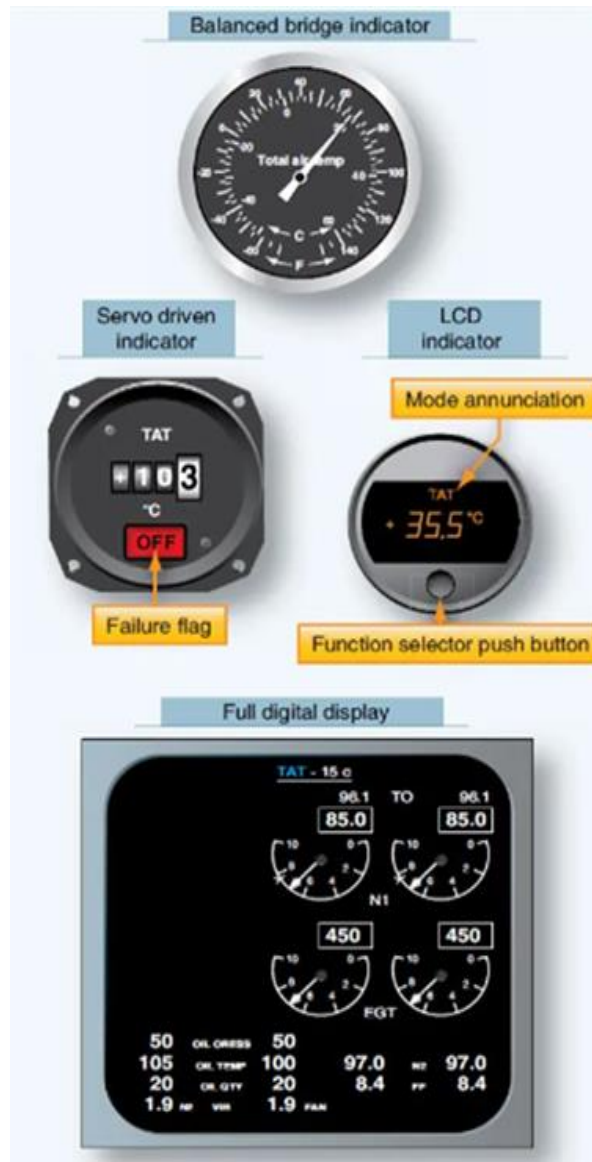


Рис. 21 Різні дисплеї ТАТ в кабіні.

Конструкція датчика/зонда ТАТ ускладнена можливістю утворення льоду під час обмерзання. Якщо датчик не нагрівається, він може перестати функціонувати належним чином. Включення нагрівального елемента загрожує точному збору даних. Нагрівання щупа не повинно впливати на опір сенсорного елемента. (рис. 22)

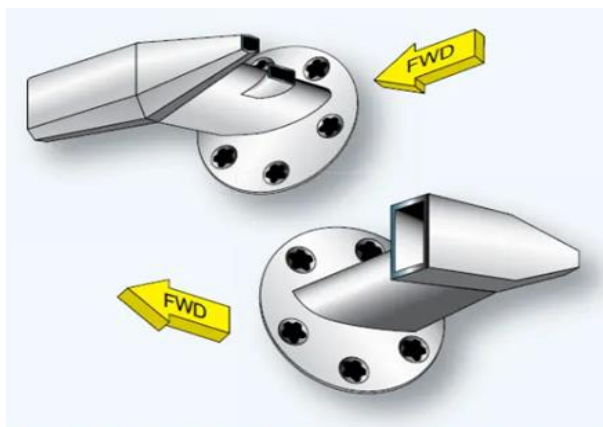


Рис. 22 Датчики загальної температури повітря (ТАТ).

На етапі проектування пильна увага приділяється потоку повітря та провідності матеріалів. Деякі датчики ТАТ направляють випускне повітря через блоки, щоб впливати на потік зовнішнього повітря, так що воно надходить безпосередньо на платиновий датчик, не одержуючи додаткової енергії від нагрівача зонда.

## РОЗДІЛ 3 СИСТЕМИ ІНДИКАЦІЇ ДВИГУНА

### 3.1. Параметри двигуна

Прилади двигуна, що відображаються в кабіні (світло колода), можна розділити на дві категорії: робота двигуна та моніторинг двигуна. Де кожен конкретний інструмент двигуна, вписується в ці категорії може відрізнитися, залежно від виробництва двигуна та їх рекомендацій щодо визначення порядку даних або параметрів, які мають відобразитися. Однак є загальноприйняті стандарти для компоновання або порядку приладів двигуна. Інструменти роботи двигуна (іноді іменуються як робочі або первинні параметри) відображають продуктивність двигуна.

Різні типи двигунів відобразатимуть різноманітні комбінації операційних інструментів; наприклад, КТД, N1, ТВГ і N2; або наприклад N1, ТВГ і N2.

Ці прилади мають важливе значення для льотного екіпажу для визначення потужності робочих даних двигуна. На рис. 23 показано два типових інструменти моніторингу

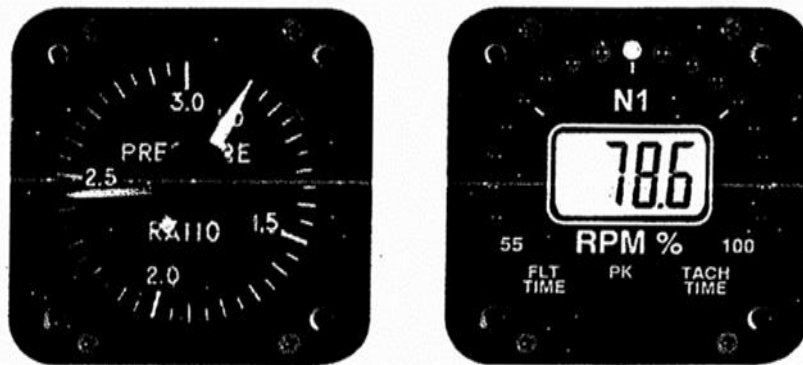
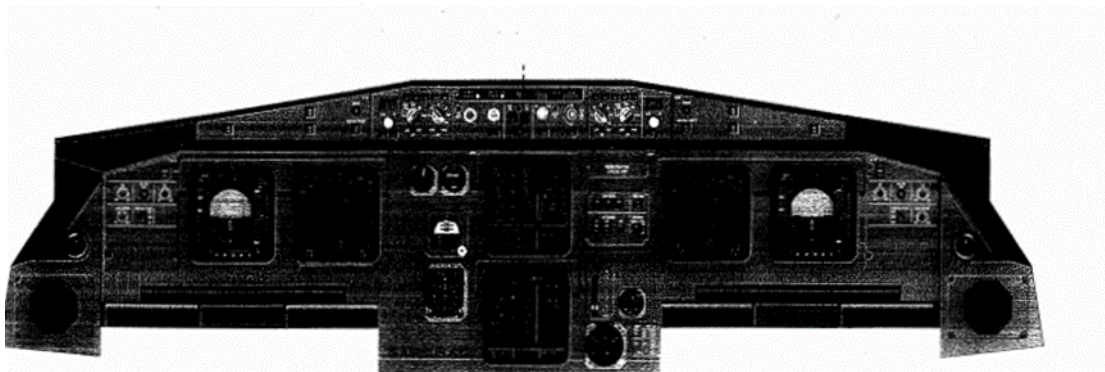


Рис. 23 Тиск двигуна (тяга) та індикація N1

Всі прилади двигуна повинні бути надійними, оскільки вони є інтерфейсом між двигуном і екіпажем, який покладається на них повністю для оцінки роботи двигуна, експлуатацію та контроль. Вони також повинні бути точними в межах заданих допусків для кожного інструменту. Читання за межі толерантності може іноді призводити до 2 більш шкідливих ситуацій, ніж не читати взагалі. Приладові прилади двигуна необхідно відобразити миттєво. Повільний час відображення або затримка між ними зміна значень даних або параметрів, і показання, відображені в

кабіні, можуть мати серйозні наслідки. (рис. 24)



Параметри лівого двигуна

Параметри правого двигуна

Рис. 24 Індикація параметрів лівого та правого двигуна

Прилади двигуна завжди знаходяться в центрі приладової панелі, або, якщо вони трохи відцентровані, на користь сторони капітанів. Це дає змогу читати як для командира, так і для першого офіцера (FO) (рис. 24). Прилади роботи двигуна показані у верхній частині панелі, а прилади контролю двигуна нижче. Тяга є найважливішим робочим інструментом, тому край циферблата індикатора КТД або N1 знаходиться в самому верху. Ця стандартна позиція макета завжди застосовується, незалежно від того, який тип індикатора використовується, будь то старий циферблат і дисплей вказівника або новий електронний дисплей (СКТ з електронно-променевою трубкою і рідкокристалічний дисплей - LCD) (рис. 25).

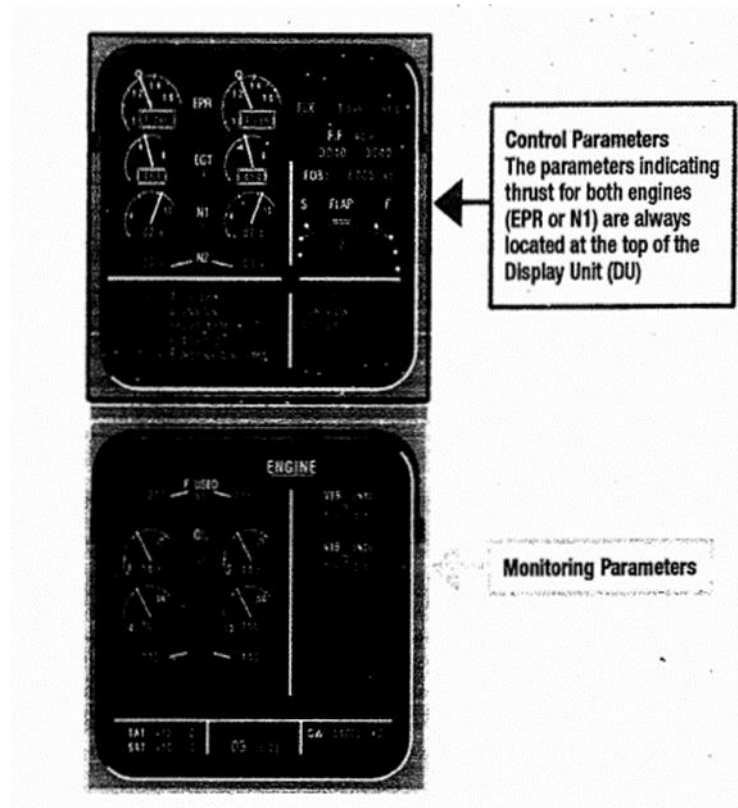


Рис. 25 Індикатори робочих параметрів

Nate Certain Aia, що має електронну систему польотної інформації (EFIS або EIS), має «резервний» звук для інструментів роботи двигуна на додатковому індикаторі (andy indiater). Прикладом є Boeing 767. Літаки, що мають станцію бортінженера (FE), мають повторення всіх приладів контролю двигуна та деяких операційних приладів на приладовій панелі FE. Це пряме дублювання відповідних приладів, розташованих на головній приладовій панелі кабіни.

Дані приладів двигуна можуть відображатися в аналогових або цифрових індикаторах. Дисплеї можуть мати покажчики або числові символи, деякі інструменти мають суміш, або комбінацію того й іншого. Аналоговий індикатор (датчик) має вказівник або стрілку, яка рухається, щоб вказати значення, градуйоване навколо циферблата. На цифрових дисплеях використовуються циферблатні індикації, маленькі барабани, з градуванням від 0 до 9 по краях обертаються на себе, утворюючи розбірливу цифру в одному вікні циферблата. Сигнали синусоїдного запису, які керують стрілкою або вказівником аналогової індикації сторінки, також керують цифровим барабаном індикації циферблату.

Аналогові та числові дисплеї також можуть бути виготовлені з використанням електронних індикаторів – дані, які відображаються, виробляються за допомогою цифрових схем, а не звичайних механічних засобів (рис. 26).

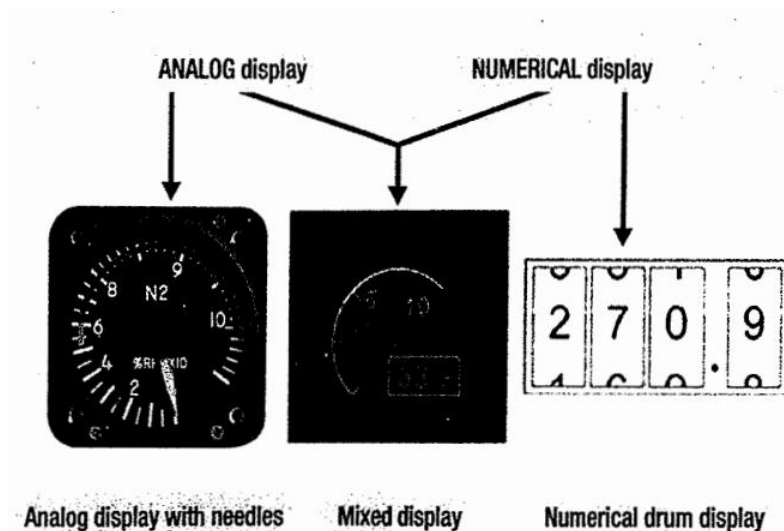


Рис. 26 Аналогові, числові та змішані дисплеї

Ці електронні індикатори, які використовуються для приладів, можуть бути або електронно-променевими трубками (ЕПТ) або рідкокристалічними дисплеями (РКД). Електронні прилади широко використовуються на сучасних літаках, будучи більш надійними і точними, ніж звичайні механічні вимірювальні прилади.

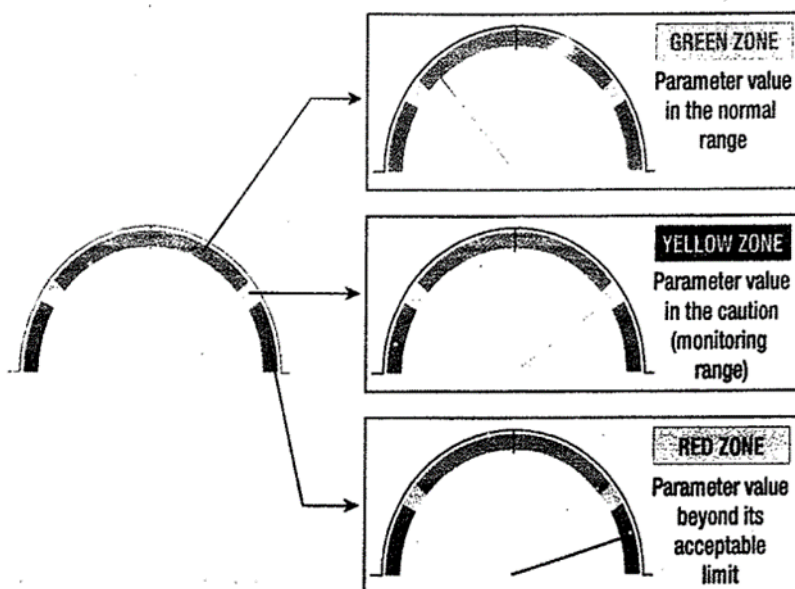


Рис. 27 Кольорові індикаторні зони

Електронні індикатори сприймають відеосигнали і можуть замінити декілька звичайних індикаторів за допомогою одного інструменту. Однак електронні дисплеї вимагають повітряного охолодження, яке не є необхідним для звичайних приладів.



Деякі індикатори приладів двигуна можуть мати кольорові зони. Ці специфічні зони дозволяють пілоту з першого погляду визначити стан параметрів двигуна або даних. Ці кольорові зони можна зустріти як на звичайних аналогових індикаторах та сучасних електронних індикаторах, де дані відображаються в аналоговій формі (рис. 27):

### 3.2 Обслуговування двигуна. Робочі параметри.

Показник тяги двигуна КТД (коефіцієнт тиску двигуна). Цей параметр і є співвідношенням від загального тиску на вході повітря двигуна до загального тиску на виході з турбіни. Для визначення двох відповідних тисків використовуються два датчики; ці дані надходять на пристрої для розрахунку коефіцієнта тиску та надходять до приладу КТД. Pt – позначена «точка», у якій беруться тиски на вході та на виході. Двигун може мати, наприклад, Pt1 і Pt2 як точки визначення тиску (рис. 28).

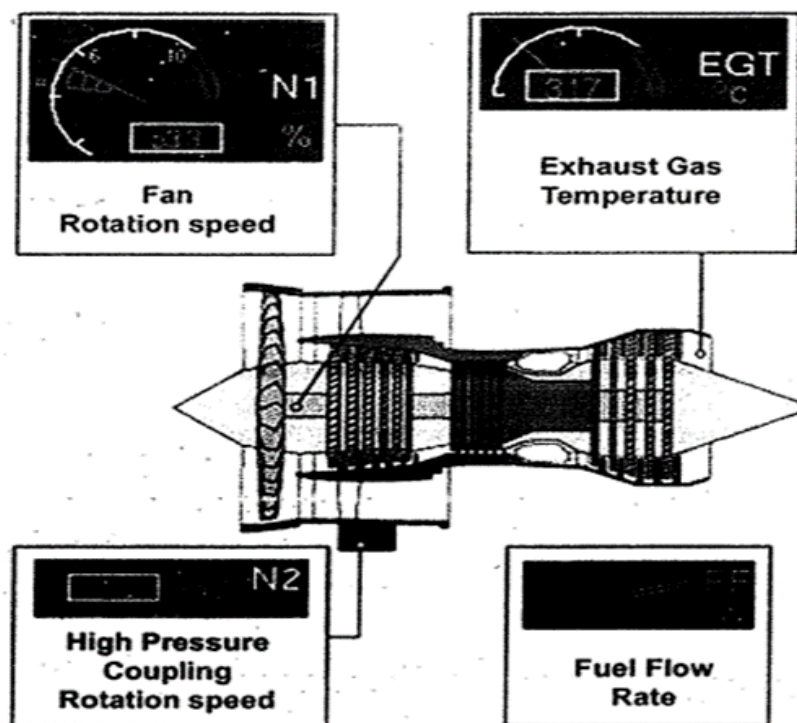


Рис. 28 Індикатори швидкості обертання та витрати палива

Прикладами двигунів, які використовують прилади КТД для визначення тяги, є: турбореактивні двигуни P&W і RR. Де N1 – це символ швидкості обертання турбіни компресора низького тиску. Прикладами двигунів, що використовують N1, є турбореактивні двигуни GE та CFM для індикації тяги.

На турбореактивному двигуні з подвійним потоком показання N1 представляє у відсотках частоту обертання вентилятора. Датчик швидкості посилає сигнал на систему відображення параметрів. Порівняння КТД і КТД N1, як правило, вважається кращим показником тяги з точки зору точності, однак воно має невеликі часи затримки і залежить від переважної температури. Також датчики тиску можуть бути схильні до пошкоджень та забруднення. N1 має відносно кращу реакцію і, таким чином, є більш надійним і стабільним показником тяги. ТВГ (температура вихлопних газів) представляє температуру турбіни. Це дуже важливий параметр, який попереджає екіпаж, коли температура наближається до меж механічної цілісності для турбіни і камери згоряння.

Використовується кілька температурних датчиків, які називаються термопарами, зазвичай виготовляються з хрому/нікелю та нікелю/алюмінію, які зазвичай називають хромель і алюмель відповідно; відомі як термопари типу «К».

Термопари розташовані по краю вихідної труби, близько до вихідного отвору турбіни. Термопари та з'єднувальна проводка зазвичай складаються з одного зібраного джгута для зручності установки двигуна та надійності. Середні показники ТВГ реактивних двигунів визначаються такими факторами, як: умови експлуатації; стан двигуна; тип двигуна (високий або низький обхід); та використані матеріали. Принцип гарячого та холодного спаю різномірних металів, що виробляють напругу, пропорційну температурі на гарячому спаї, відображається на індикаторі ТВГ, градуйовані в градусах Цельсія. Кілька температурних датчиків, термопар, які зазвичай виготовляються з хрому/нікелю та нікелю/алюмінію, розташовані навколо краю вихідної труби, поблизу вихід турбіни. Ці датчики передають середню температуру на індикатор ТВГ на

приладовій панелі з градуванням у градусах Цельсія.

N2, швидкість обертання ротора компресора високого тиску, використовується пілотом для перевірки роботи двигуна. N2 виражається у відсотках від номінальних обертів. Передавачем зазвичай є генератор тахометра, який приводиться в дію від додаткової коробки передач.

Витратомір (ВВ: витрата палива) Цей інструмент надає екіпажу важливу інформацію про продуктивність та ефективність двигуна. Він відображає миттєву витрату палива. (споживання) в кілограмах на годину (kph) або в фунтах на годину (pph). Передавач потоку палива, зазвичай розташований після клапана НР, вимірює витрату палива та відправляє його на індикатор. Цю ж інформацію використовує індикатор загального споживання палива (Індикатор використання палива).

### 3.3 Параметри моніторингу. Система змащення. Обслуговування.

Ця система дуже важлива для роботи турбореактивного двигуна (силової установки). На приладі повинні бути доступні певні параметри панелі для ретельного спостереження з боку екіпажу (рис. 29).

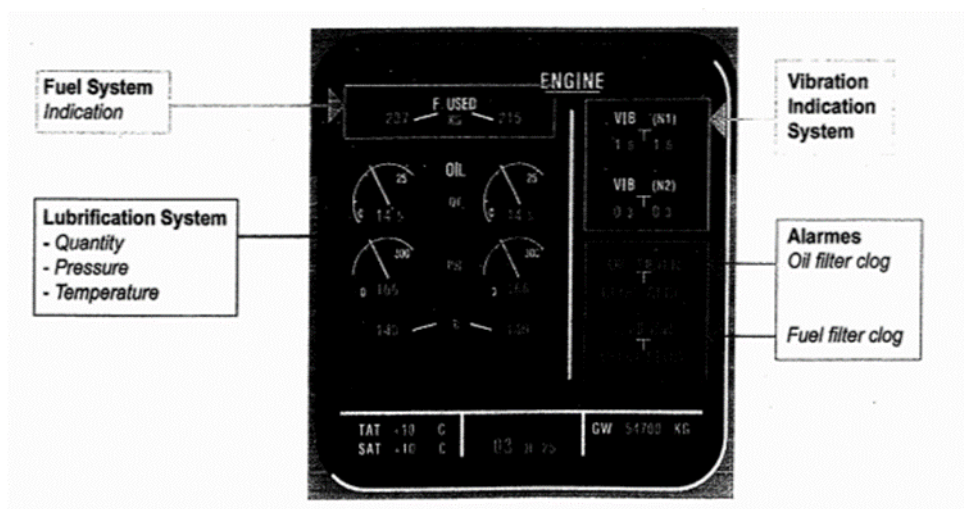


Рис. 29 Індикатор температури кабіни літка

*Кількість масла.* Індикатор з градуванням у квартах (ОТ) показує кількість масла, що залишилося в баку двигуна. Ця індикація дозволяє екіпажу контролювати витрату масла.

*Масляний тиск.* Цей параметр дає можливість оцінити змащування підшипників та інших деталей двигуна. Тиск масла зазвичай вимірюється на виході масляного насоса і вказується в PSI (фунтах на квадратний дюйм) або в PSID (фунтах на квадратний дюйм диференціала), які використовуються для визначення будь-якої різниці тиску на, наприклад, масляному фільтрі, щоб надати ознаки забитого фільтра. Тиск моторного масла – найважливіший параметр.

*Температура масла.* На додаток до тиску масла, який визначає кількість масла, що подається до інжекторів змащення підшипників, температура масла є одним із факторів, що визначає його здатність змащувати, а також охолоджуючу здатність. Це важливий параметр.

Індикатор з градуванням у градусах Цельсія вказує екіпажу, чи система змащення працює належним чином та ефективно в межах нормального температурного діапазону.

Сповіщення про низький тиск масла. На додаток до індикації тиску масла більшість літаків також мають сповіщення про «низький тиск». Це може бути у вигляді червоного індикатора, червоного «масляного пресу» або повідомлення, написаного на електронному дисплеї. Ця сигнальна лампочка загоряється, коли тиск масла падає нижче встановленого значення, і активується реле тиску, зазвичай розташованим біля датчика тиску масла двигуна на виході з масляного насоса. Попередження про попереднє засмічення фільтра. У деяких контурах тиску масла масляний фільтр оснащений реле диференціального тиску. Він загоряється індикатором або генерує повідомлення про те, що масляний фільтр починає забиватися, коли перепад тиску досягає заданого значення.

*Індикатор вібрації двигуна.* Ця система може дозволити екіпажу винажити неминучу ситуацію несправності до її виявлення за допомогою індикації інших параметрів двигуна. Виявлення вібрацій, щойно вони починаються, може обмежити пошкодження, викликані ненормальним зносом двигуна. Датчики вібрації встановлюються в певних ділянках двигуна, і надсилають сигнали на «формувавч сигналів», який змінює їхнє забезпечення, щоб вони могли

використовуватися системою відображення параметрів двигуна (ECAM/EICAS). На деяких літаках система виявлення та відображення вібрацій двигуна називається «Системою AVM» для «Моніторингу вібрації в повітрі». Перша система аналізу вібрації для гвинтокрила, розроблена вертольотами Bristow, який називався: ІМСВ (Інтегральний моніторинг стану та використання). Цей термін досі використовується для багатьох вібраційних систем літаків.

*Температура кабіни літака.* Незважаючи на те, що це не можна вважати параметром роботи або моніторингу двигуна, індикація температури кабіни літака, якщо є, відображається разом із параметрами двигуна. Кабіни літака вентилюються та охолоджуються належним повітрям вентилятора. Незважаючи на те, що вони оснащені сповіщувачами пожежі та перегріву, індикація температури кабіни літака попередить екіпаж про аномальне підвищення температури, яке може бути викликано, наприклад, невеликим витоком повітряного судна в системі перегріву.

Індикатор температури кабіни літака градуйований в градусах Цельсія.

Точність індикації параметрів двигуна важлива для належного та ефективного моніторингу двигунів екіпажем. Коли пілот повідомляє, що параметр не знаходиться в межах нормального робочого діапазону, технік технічного обслуговування повинен визначити джерело аномалії.

Це дозволяє техніку легше оцінити та визначити проблему, про яку повідомляє екіпаж, щоб допомогти визначити, чи є дефект справді проблемою двигуна, чи насправді є проблемою з показаннями. Якщо це проблема з показаннями, проблема може бути в джерелі сигналу. Тільки шляхом систематичного дослідження причини відмови можна швидко визначити джерело проблеми, про яку повідомив пілот.

На деяких звичайних циферблатних індикаторах про збій електрики можна вказати появою червоного індикатора через циферблат. З електронним дисплеєм індикація параметра може зникнути (залишаючи пробіл) або червоний хрестик може з'явитися через індикацію, що вказує на відсутність

сигналу або на те, що сигнал несправний. Більшість посібників з технічного обслуговування літаків мають блок-схеми або подібні діагностичні дані, щоб допомогти техніку виявити несправність, враховуючи конкретні симптоми несправності.

### **3.4 Робочі параметри двигуна**

Операція та управління. Усі прилади, які відображають параметри двигуна, отримують дані, зібрані різними датчиками, зондами, детекторами або передавачами, розташованими на двигуні. Є 3 типи даних, які важливі для моніторингу двигуна та забезпечення його належної роботи: тиск, температура та механічна рухома частина. Дані про тиск, необхідні для КТД, температури масла, температури палива та температури кабіни літака. Дані про механічний рух, необхідні для швидкості N1 і N2, витрата палива та двигуна вібрації.

Дані про тиск КТД (коефіцієнт тиску двигуна). Цей параметр вимірює тягу, яку створює двигун (як згадувалося раніше, на деяких двигунах N1 є параметром тяги). КТД – це відношення загального тиску на виході з турбіни до загального тиску на вході повітря турбореактивного двигуна. Кілька датчиків забезпечують середнє значення загального тиску в цих двох місцях двигуна. Труби передають ці загальні тиски в електронний блок управління двигуном (ЕЕС/ECU).

Залежно від виробника двигуна, ці відповідні зони визначення тиску (вхідні та вихідні турбіни) двигуна можуть мати такі позначення, як: Pt2, Pt7 тощо. Цифри зазвичай вказують на турбіну двигуна. Аналогово-цифровий в ЕЕС/ECU перетворює ці показання тиску в електричні сигнали, обчислює значення «КТД» і надсилає його в систему відображення параметрів двигуна, відому як електронний централізований монітор літака або система індикації двигуна та оповіщення екіпажу (ЕСАМ/EICAS).

*Примітка:* на деяких двигунах один і той самий датчик об'єднує загальну суму тиску на впуску повітря та загальну температура повітря на впуску.

Аналогічно, деякі двигуни можуть мати один датчик, який виявляє вимірювання загального тиску та датчики температури ТВГ на вихлопі турбіни.

*Температура навколишнього середовища* необхідна для корекції ЕП для точних налаштувань потужності; це досягається в ЕСАМ/ЕІСАС.

*Тиск масла.* Вирішальне значення мають параметри тиску і температури масла для моніторингу двигуна, тому вони завжди вказуються. Передавач тиску посилає аналоговий сигнал на електронний калькулятор (ЕЕС/ЕСУ), де він оцифрований перед використанням електронною системою відображення ЕСАМ або ЕІСАС. На деяких сучасних системах двигун може мати подвійний ЕЕС/ЕСУ для цілей резервування. Тиск масла передавач мав би два детектори; наприклад, ЛЗДТ (Лінійні змінні диференціальні трансформатори), які передають масло сигнали тиску до кожного з двох ЕЕС/ЕСУ.

Сповіщення про низький тиск масла. При тиску масла спрацьовує реле «низький тиск». Падає нижче певного значення, це вмикає сигнал попередження відобразитися на ЕСАМ або ЕІСАС. Залежно від системи літака, звуковий сигнал в кабіні також можна спрацьовувати; тиск масла індикатор на електронному дисплеї також може почати блимати та/або змінити колір (червоний). Попередження про попереднє защемлення паливного фільтра реле диференціального тиску визначає тиск палива при вхідному і вихідному паливному фільтру. Перемикач спрацьовує, коли диференціальний тиск перевищує певне значення і забезпечує попередження.

Температура вихлопних газів (ТВГ) - це критично важливий параметр двигуна, який завжди вказується в кабіні. Цікаво відзначити, що найвища температура турбореактивного двигуна/силової установки знаходиться на вході в турбіну високого тиску. Однак виміряна температура є низхідним потоком: або між ступенями турбіни високого та низького тиску, або, що частіше, на виході з турбіни низького тиску (рис. 30).

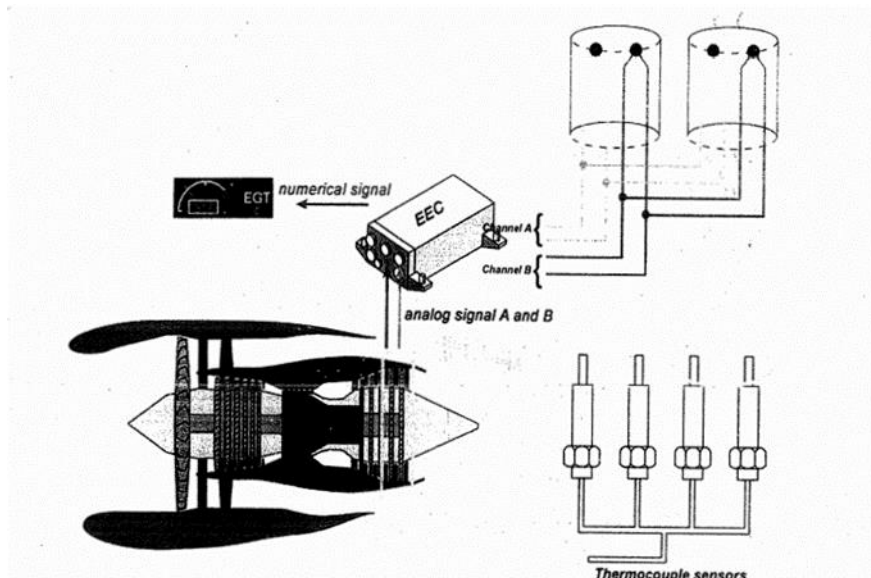


Рис. 30 Індикатор вимірювання температури вихлопних газів (ТВГ)

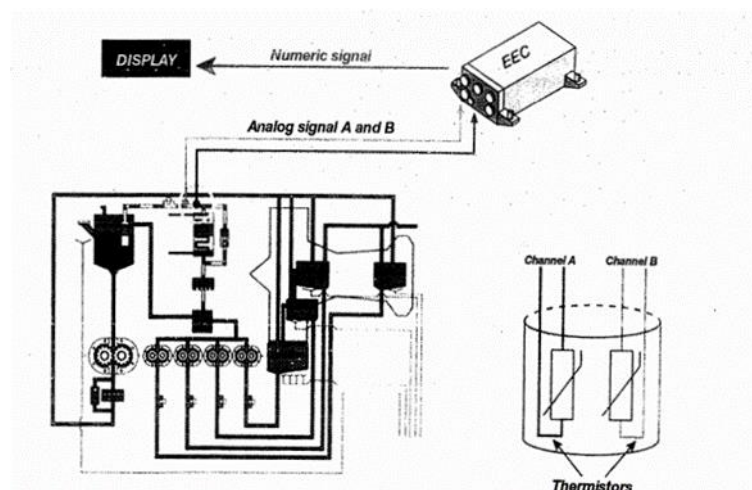


Рис. 31 Датчики вимірювання температури масла

Якби термопари були послідовні, не було б засобів для резервування, і знадобилось б набагато більше проводів. Загальний опір датчиків і відповідної безпосередньої проводки є критичним для точного вимірювання температури. Опір зібраного джгута термопари буде дещо відрізнятися в залежності від роботи і температури двигуна. Вимірювання опору для калібрування та діагностики несправностей ідеально проводити, коли двигун холодний. На сучасних двигунах з калькуляторами ЕЕС/ЕСU є можуть бути датчики ТВГ з двома компонуваннями термопар; по одному для кожного каналу. Наприклад, їх може бути всього вісім датчиків ТВГ; чотири датчики для кожного каналу.



ЕЕС/ECU перетворює сигнал ТВГ в цифрові дані, які надсилаються в систему відображення параметрів двигуна.

Температура олії. Залежно від типу використовуваної системи датчики температури масла можуть розташовуватися на ланцюзі «тиску» або на контурі «рекуперації» контуру мастила двигуна. Датчики можуть бути термопарами, але частіше це термістори. На малюнку показано два термістори, по одному для кожного каналу калькулятора ЕЕС/ECU, який перетворює температурний сигнал у цифрові дані для відображення в системі ЕСАМ/ЕІСАС (рис. 32).

*Примітка:* у багатьох системах змінюється колір дисплея або секції, на індикаторах, з різними кольорами відповідають різним діапазнам температур.

Температура палива. Цей параметр двигуна рідко відображається в сучасних літаках. Двоканальний датчик вимірює температуру палива на виході з паливно-масляного теплообмінника; кожен канал надає температурний сигнал кожному з двох каналів калькулятора ЕЕС/ECU.

Температура кабіни літака. Коли цей параметр вимірюється, датчик температури, розміщений у відповідному місці всередині кабіни, надсилає температурний сигнал на систему відображення. Цей датчик має один канал і, на відміну від більшості датчиків, сигнал температури не надсилається в калькулятор ЕСУ/ЕЕС. У літаках, де ЕСУ/ЕЕС контролює охолодження кабіни, для контролю температури сигнал висоти порівнюється з сигналом температури кабіни.

Дані механічного руху N1. Коли КТД не використовується для визначення тяги, передавач швидкості N1 видає сигнал швидкості обертання вентилятора, який має лінійну залежність від тяги двигуна. Показник N1 відображається у відсотках від номінальної швидкості обертання. Незалежно від призначення параметра (робота або моніторинг), сигнал швидкості обертання передається через електромагнітний датчик швидкості з звуковим колесом. Цей датчик електромагнітної котушки може бути розташований на корпусі вентилятора, на валу лопаті вентилятора або на корпусі компресора, праворуч від звукового колеса, невід'ємної частини ротора компресора LP.

Зубці на зовнішньому краю звукового колеса. проходять перед датчиком один раз за оберт, таким чином індуючи електричний струм, змінюючи магнітний потік через котушку датчика. Величина цього струму залежить від швидкості зміни магнітного потоку і тому прямо пропорційна швидкості обертання вала. На сучасних літаках датчик швидкості посилає два аналогових сигнали; по одному для кожного каналу детектора, який оцифровує їх перед передачею в систему відображення ECAM/EICAS.

N2, завжди вказується швидкість обертання турбіни ВТ (високого тиску):

- N2 для двозолотникових турбореактивних двигунів;
- N3 для трьохзолотникових турбореактивних двигунів (Rolls Royce).

Сигнал швидкості може надходити від невеликого тахометра, керованого AGB (Accessory Gear Box), або може надходити від звукового датчика колеса, розташованого на AGB. В обох випадках виробляються аналогові сигнали; як і N1, вони оцифровуються калькулятором ECU/EEC перед використанням системою відображення ECAM/EICAS (рис. 32).

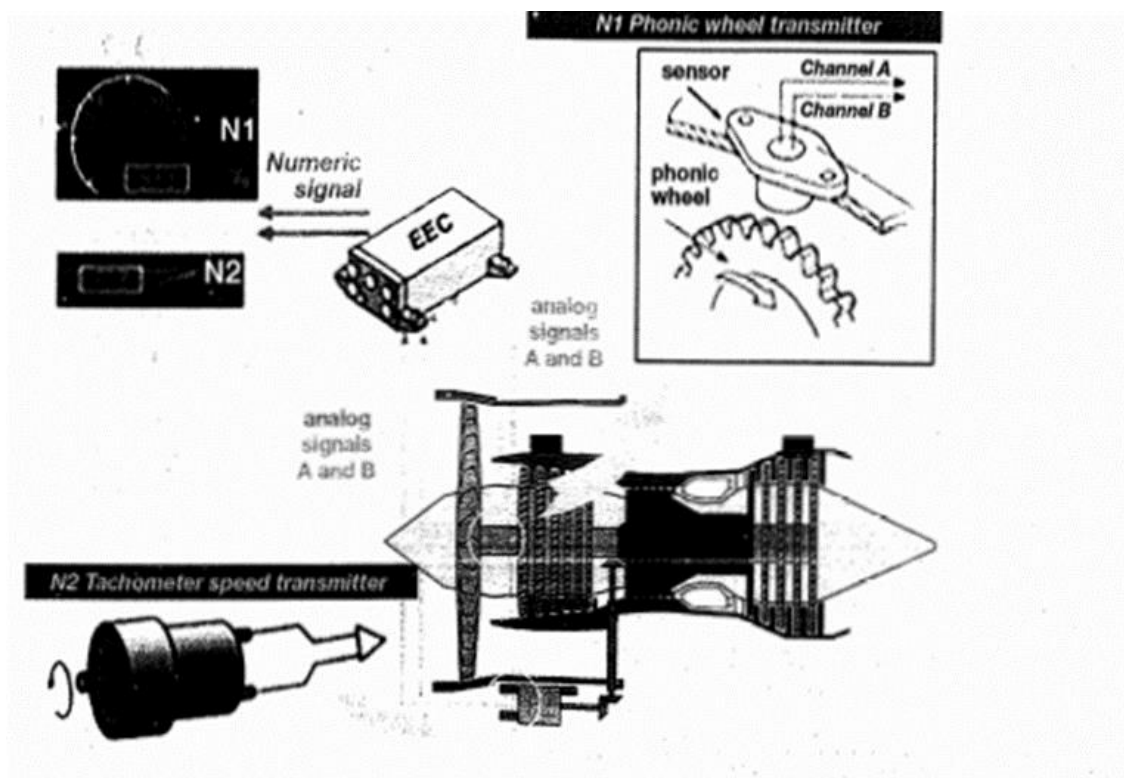


Рис. 32 Цифровий перетворювач аналогового сигналу

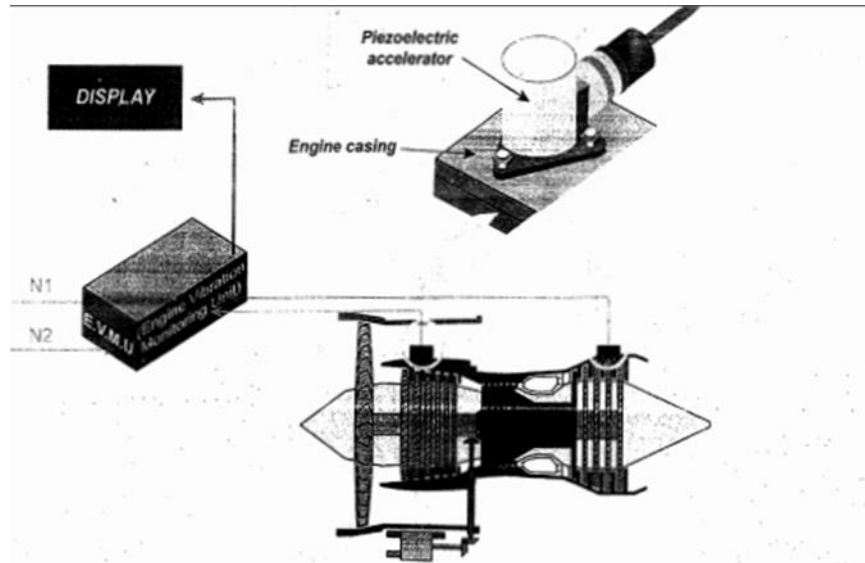


Рис. 33 Калькулятор витрати палива

*Витрата палива (ВВ).* Передавач потоку палива зазвичай розташований між паливним клапаном НР і розподільними лініями до паливних форсунок. Існує кілька типів: найпоширенішим є гвинт з постійною швидкістю, що приводиться в рух електричним змінним трифазним двигуном. Обертання пропелера викликає спіральний рух палива, що проходить через магістраль. Це обертаний рух створює прогин на турбіні, розташованому вниз, що забезпечується однією або кількома каліброваними пружинами. Кут відхилення цієї турбіни прямо пропорційний витраті і щільності палива; виробляється аналоговий електричний сигнал, пропорційний масовому витраті палива.

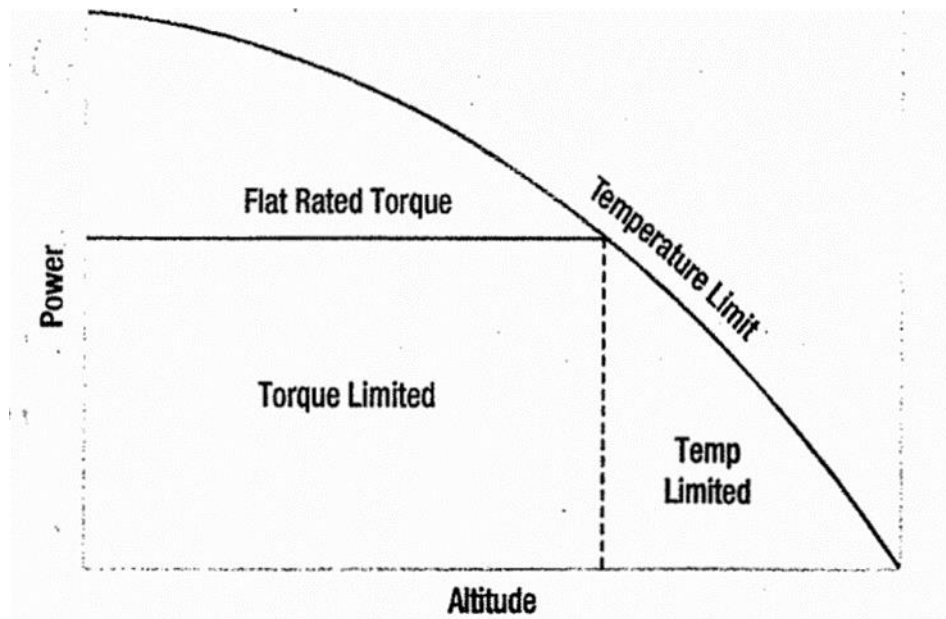


Рис. 34 Блок контролю вібрації двигуна

Інший тип передавачів витрати палива не має гвинта, що приводиться в рух електродвигуном, а лише турбіну, яка підтримується в обертанні за допомогою однієї або кількох каліброваних пружин, кутове відхилення яке вимірюється потоком палива. В обох типах аналоговий сигнал подається на ЕЕС/ЕСU, який визначає масовий потік (виражений у фунтах/год або кг/год); це подається в систему ЕСАМ/ЕІСАС для відображення. Ці ж дані також використовуються для розрахунку загальної норми витрати палива (рис. 33).

*Примітка:* дана кількість об'єму палива буде змінюватися в залежності від температури, але паливо все одно матиме ту саму потенційну енергію; щільність палива змінюється з відповідною зміною температури. Маса палива залишається постійною, і саме цей параметр вимірює датчик витрати палива.

*Вібрація двигуна.* Система контролю вібрації двигуна складається з трьох основних компонентів:

- від одного до трьох датчиків вібрації;
- стабілізатор сигналу (або калькулятор вібрації двигуна);
- показник в кабіні.

Виробники двигунів визначають правильне розміщення вібраційних датчиків на конструкції двигуна з урахуванням чутливості до вібрацій різних типів двигунів та певних екологічних міркувань Датчики, які в даний час

використовуються в двигунах, – це акселерометри, виготовлені з п'єзоелектричного кристала; генерується електричний сигнал, пропорційний силам, що прикладаються вібраціями, і передається на вібраційний аналізатор двигуна. EVMU: Блок контролю вібрації двигуна. Цей пристрій отримує сигнали від усіх датчиків, а також аналогові сигнали швидкостей N1 і N2. Він об'єднує дані та розраховує рівні вібрації, які відображаються в кабіні. EVMU також може мати інші функції: він може обчислювати межі вібрації на основі систем двигуна N1 і N2 і запускати попередження про рівень «обережно» або «консультативне» на екранах ECAM/EICAS. Він також може виконувати розрахунки щодо балансу вентилятора та зберігати всі дані, пов'язані з вібраціями, виявленими в його пам'яті (для завантаження) з метою подальшого дослідження несправностей та аналізу тенденцій (рис. 34). Відображення вібрації в кабіні може відрізнятися в залежності від типу встановленого обладнання. Вібрації N1 і N2 можуть відображатися одночасно, або селекторний перемикач може дозволити користувачеві вибрати відображення того чи іншого на одному індикаторі, або навіть може бути один індикатор, який автоматично відображає найбільше значення вібрації.

*Момент двигуна.* «З'єднання» (крутний момент) турбогвинтового двигуна – це відношення між поданою потужністю та швидкістю обертання приводного валу, тобто крутний момент дорівнює потужності, поділеній на обороти в хвилину. Крутний момент – дуже важливий параметр (подібний до КТД або N1); це точна індикація рівня потужності двигуна, турбогвинтової коробки передач або редуктора на будь-якій фазі польоту. Усі двигуни, силові установки та відповідні системи коробок передач мають максимальний крутний момент щодо фази польоту та умов навколишнього середовища. Будь-які перевищені дані виробників крутного моменту завжди призводять до обов'язкових перевірок на предмет пошкоджень. Поточний атмосферний тиск і температура впливають на продуктивність крутного моменту; діаграми зазвичай використовуються для порівняння фактичних обчислень крутного моменту. Дані виробників крутного моменту дозволяють льотному екіпажу

експлуатувати літак у встановлених обмеженнях. Вимірювання крутного моменту зазвичай проводиться шляхом вимірювання на коробці передач. Виявлення або датчик може бути процесом визначення тиску масла, який змінюється за допомогою гвинтової передачі в механізмі (гідравлічний крутний момент). Змінний тиск масла є прямою функцією крутного моменту. Індикатор у кабіні показує значення в одиницях тиску масла або у відсотках крутного моменту по відношенню до максимального крутного моменту (9%). Крутний момент можна також виміряти шляхом визначення крутильного руху на будь-якій відстані будь-якого приводного валу. Одним із способів є виявлення магнітного опір вихідного валу двигуна від наведених крутильних сил. До вихідного валу приварена феромагнітна втулка; нерухомі первинні котушки індукують керуючий сигнал змінного струму, який потім виявляється електромагнітними датчиками в різних точках на валу для визначення результуючого скручування або сили кручення (крутного моменту). Фактична потужність, виміряна в кінських силах, є функцією крутного моменту та кількості обертів за хвилину, помноженої на константу

$$K(K= 2\pi/33.000)$$

Перевищення робочої температури двигуна або обмеження крутного моменту може пошкодити двигуни, силові установки або коробки передач.

На графіку показаному на рисунку 35, ми бачимо, що до певного моменту обмеження температури матиме пріоритет над обмеженням крутного моменту, коли літак досягне певної висоти.

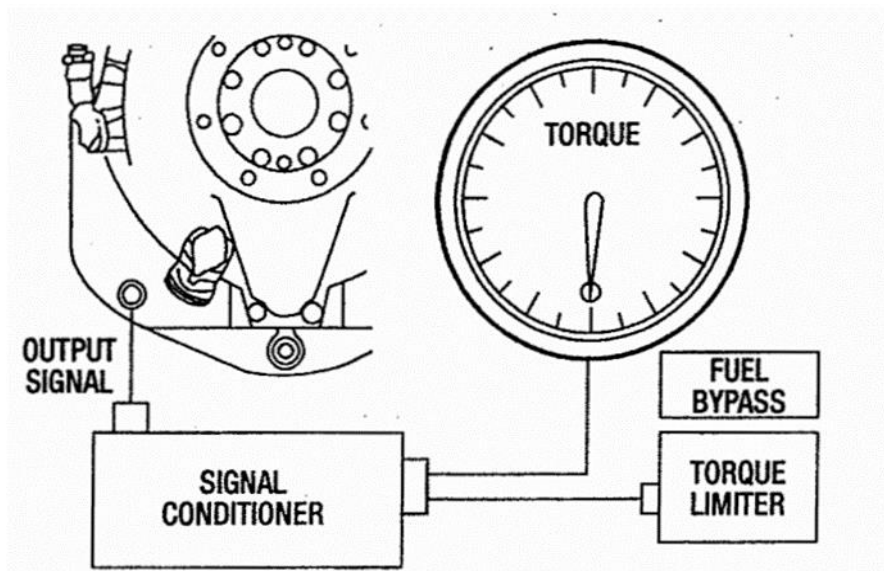


Рис. 35 Обмеження крутного моменту та температури

На схемі наведено приклад вимірювання крутного моменту для двигуна Garrett TPE-331.

Вихідний сигнал крутного моменту від положення детектора в коробці передач додаткового обладнання надсилається до електронного кондиціонера, який подає індикатор у кабіні та обмежувач крутного моменту (рис. 36).



Рис. 36 Схема сповіщувача крутного моменту

Обмежувач крутного моменту контролює вихідну потужність, щоб потужність не була перевищена.

*Тиск у колекторі.* На літаках, обладнаних системою гвинта з постійною швидкістю, вихідна потужність регулюється дросельною заслінкою і вказується манометром абсолютного тиску в колекторі (рис. 37).

Манометр вимірює абсолютний тиск паливно-повітряної суміші у впускному колекторі (MAP Manifold Absolute Pressure). При заданій кількості обертів за хвилину (RPM) і постійній висоті кількість виробленої енергії безпосередньо пов'язана з потоком палива/повітря, що направляється в камеру згорання.



Рис. 37. Індикатор тиску в колекторі

При «відкриванні» дросельної заслінки в двигун надходить більше палива і повітря, що підвищує абсолютний тиск у колекторі (АТК). У стані спокою манометр в колекторі показує тиск навколишнього повітря. Коли двигун запускається, індикація тиску на впуску буде меншою за тиск навколишнього середовища. Несправність або втрата потужності двигуна вказується збільшенням тиску на впуску до значення, що відповідає тиску навколишнього повітря на висоті, на якій сталася несправність. Для заданої кількості обертів в хвилину (RPM) існує тиск на впуску, який не слід перевищувати, щоб уникнути пошкодження двигуна. Дані надаються виробниками літаків і двигунів і є частиною операційних обмежень льотного екіпажу. Показання манометра в колекторі для двигунів без турбонаддува, як правило, коливаються в межах 10-40 дюймів. Пошкодження від надмірного АТК зазвичай призводить до пошкодження поршневих циліндрів.

**Швидкість обертання ґрунта.** Генератор тахометра (або генератор), підключений, наприклад, до допоміжного приводу, забезпечує постійну однофазну або змінну напругу змінного струму на основі швидкості обертання. Ця напруга вимірюється в салоні градуйованим індикатором в оборотах за хвилину (RPM) або за віком (9%). Цей тип не потребує джерела живлення, тому



є незалежним. Альтернативні типи можуть вимірювати швидкість обертання, також можна зчитувати за допомогою звукового колеса та датчика.

### 3.5 Інтерфейси двигуна та літака

*Інтерфейси двигуна.* На додаток до відображення параметрів двигуна, які дозволяють екіпажу керувати і контролювати двигун, деякі параметри двигуна можна використовувати для інших функцій самого двигуна або літака. Деякі приклади наведено тут.

Сигнали температури палива та масла: вони іноді використовуються ECU/ЕЕС для керування паливно-масляним теплообмінником.

- **Сигнал N1:** його може використовувати ЕЕС/ECU для заміни сигналу КТД, коли електронний калькулятор працює в «альтернативному» або «режимі очікування та де КТД є параметром тяги.
- **Сигнали вібрації:** вони можуть використовуватися двигуном система балансування (якщо вона встановлена) для розрахунку поправки балансу на вібрації на валу N1.
- **Сигнал N2:** в основному використовується ECU/ЕЕС для контролю палива (дозування), але також використовується для закриття пускового клапана та відключення ланцюга запалювання під час послідовності запуску. Цей сигнал також може використовуватися для управління охолодженням корпусу турбіни і для автоматичного запуску двигуна під час польоту, коли було виявлено ненормальне уповільнення двигуна.

#### *Інтерфейси літака:*

- **Сигнал швидкості витрати палива (ВВ):** використовується для розрахунку загального споживання (використаного палива), який може постійно відображатися на контрольному дисплеї (CDU) і є частиною системи керування польотом (FMS). Дані «Загальне споживання» використовуються для розрахунку, скільки палива залишилося на борту (залишок палива).

- **Сигнал низького тиску масла:** це може використовуватися на певних літаках

деякими системами, щоб визначити, чи працює двигун правильно чи ні. Коли сигнал низького тиску не використовується, ці системи використовують N2 для тих же функцій.

- **Сигнал N2:** це широко використовується багатьма системами літаків, яким потрібно знати, чи працює двигун нормально (більше, ніж швидкість холостого ходу) чи не працює (нижче обертів холостого ходу).

Ось кілька прикладів авіаційних систем, які можуть використовувати сигнал N2:

- система повітряного охолодження для електронного та електричного керування потоком повітря в кондиціонерах/клімат-контролі системи.

- Система електроживлення для контролю навантаження.

- Паливна система для управління паливним насосом постійного струму.

- Гідролічна система керування.

- Система протиобледеніння для контролю нагріву зовнішніх датчиків.

- APU для управління ізоляцією пневматичної системи клапани.

*Примітка.* Оскільки кожен двигун і кожен літак мають свої специфічні характеристики, наведені вище приклади далеко не є вичерпними. Вони служать лише для уявлення про багаторазове використання певних параметрів двигуна.

**Моніторинг та опередження.** Системи оповіщення призначені для попередження льотного екіпажу про можливу несправність або потенційно небезпечну ситуацію. Хоча літак і двигун часто оснащені засобами безпеки, у разі несправностей важливо, щоб екіпаж був негайно проінформований про ситуацію, щоб можна було вжити заходів для забезпечення безпеки літака або

двигуна.

**Індикатори аналогового цифрового датчика.** Деякі традиційні індикатори (електромеханічні) включають інтегровану систему оповіщення: коли вказівник перевищує задане значення, на циферблаті загоряється жовтий (або червоний) індикатор. Для певних параметрів, для яких важливо знати максимальне перевищене значення (наприклад, перевищення швидкості двигуна), можна використовувати додатковий покажчик, залишаючись на максимально досягнутому значенні. За допомогою кнопки можна вимкнути жовте світло (або червоне) і повернути вказівник на нуль. Сучасні цифрові прилади можуть мати функцію пам'яті, як частину своєї конструкції, щоб перевищувати дані. Можна буде відкликати пізніше індикатори на циферблаті часто мають кольорові зони, специфічні для кожної параметр. Це дозволяє пілоту з першого погляду визначити, чи працює двигун у межах нормальних та безпечних діапазонів чи ненормальних та небезпечних.

- Зелена зона відповідає зоні нормальна робота двигуна.
- Жовта зона жовтого кольору відповідає зоні, де потрібна обережність і ретельний моніторинг.
- Червона зона відповідає небезпечній зоні вимагаючи негайних дій пілота для виходу цієї зони операції. Червона радіальна лінія вказує на максимально допустимий значення (максимальна температура, максимальні оберти).

Ці індикаторні маркування можуть бути присутніми на додаток до інших звукових або візуальних попереджень, метою яких є привернути увагу пілота. Тому специфічний звуковий сигнал (гонг, гудок, сигнал дзвінка) підказує екіпажу про те, що параметр знаходиться в «червоній» зоні. Більшість середніх і великих літаків мають централізовану панель оповіщення, яка об'єднує всі індикатори несправності або перевищення межі (індикатори несправності/перевищення) для певних параметрів двигуна та інші рекомендації/застереження/попередження. Індикатор MASTER Warning/Caution, який можна скинути (миттєво натиснути) і зазвичай блимає,

відображається на видному місці на панелі приладів перед кожним пілотом. Це забезпечує засіб підтвердження кожного попередження/застереження - індикатор MASTER вимкнеться, але конкретне попередження залишиться відображеним на центральній панелі, доки несправність або перевищене значення не повернеться до нормального значення.

**Електронні індикатори.** Ці відеодисплеї є «Електронно-променевими трубками» (ЕПТ) або «Рідкокристалічними дисплеями» (РКД) Вони широко використовуються на борту сучасних літаків системами відображення, такими як ECAM або EICAS. Ці електронні дисплеї іноді називають «багатофункціональними дисплеями» або MFD (багатофункціональним дисплеєм) (рис. 38). Вони добре адаптовані для моніторингу двигунів, об'єднуючи велику кількість основних індикацій, а також функції оповіщення та моніторингу на одному дисплеї або двох дисплеях. Крім того, на деяких літаках з дисплеями MFD параметри моніторингу можуть відображатися за запитом або автоматично, коли один параметр наближається до робочого діапазону, що вимагає спеціального моніторингу.



Рис. 38 Багатофункціональний дисплей

Повідомлення сповіщень можуть відображатися на полях електронних дисплеїв або під дисплеєм двигуна параметри. Ці повідомлення відображаються трьома кольорами залежно від рівня їхньої важливості:

- білий або зелений для «консультативного» повідомлення: Ні необхідні негайні дії з боку екіпажу;

- бурштиновий або жовтий для повідомлення «обережно»: для негайного інформування екіпажу з подальшими діями;
- червоний для повідомлення про "попередження": для негайних дій від екіпаж.

*Примітка:* залежно від важливості «попередження», коли воно є на дисплеї, одночасно спрацьовує звуковий сигнал. Приклади може бути «Низькі обороти двигуна»; «Пожежа двигуна».

**Обслуговування.** Сучасні електронні системи відображення зменшують навантаження на екіпаж завдяки інтеграції систем автоматичного моніторингу та централізації оповіщень. Зазвичай вони корисні для обслуговуючого персоналу, коли такі системи мають автоматичні функції реєстрації параметрів «за межами допуску» в енергонезалежній пам'яті для аналізу після польоту. Технік з обслуговування може отримати доступ до такої інформації як: який момент перевищив той чи інший параметр максимально допустимий; як довго це тривало; і що максимальне досягнуте значення було. Системи електронного відображення дуже надійні і тому вимагають дуже невеликого обслуговування.

**Датчик температури термопар.** Датчики температури ТВГ мають клемні контакти для підключення, наприклад, проводів Хромель і Алюмель до джгута проводів. Ці клемні контакти мають різний діаметр, щоб запобігти ненавмисному перехресному з'єднанню двох проводів, що дуже важливо в системі термопар. Крім того, клеми повинні бути правильно затиснуті до контактів клем відповідно до відповідних інструкцій у Керівництві з обслуговування, АТА 77.

**Індикатор тяги КТД.** На двигунах, які не мають N1 як основний робочий параметр, лінії, які надходять від датчиків, наприклад, Pt2 і Pt7 (або Pt5), можуть бути джерелом проблем. Ці лінії передають загальний тиск повітря на впуску та загальний тиск на виході з турбіни до калькулятора КТД, і витік у цих контурах матиме прямий вплив на індикацію КТД. Витік у вихідному контурі турбіни дасть нижчі показники КТД, а витік у контурі впуску повітря дасть вищі показники КТД.

**Датчик вібрації.** Сучасні датчики акселерометра «п'єзоелектричного» типу надійніше, ніж датчики, які раніше використовувалися з «електромагнітним» акселерометром, оскільки вони не мають рухомих частин. Однак важливо, щоб технік з технічного обслуговування застосував певні процедури, якщо він збирається працювати з цією системою. Датчик(и) має бути надійно прикріплений до конструкції двигуна: неправильно встановлений датчик генерує помилкові індикації вібрації. Це також стосується електричного з'єднання, яке має бути правильно затягнуто з належним моментом. Електричний джгут, який повинен бути надійно закріплений затискачем.

**N1, N2 датчики швидкості обертання.** Ці звукові датчики зазвичай не вимагають спеціальної роботи з боку обслуговуючого персоналу. Однак для деяких типів обладнання інструкція з обслуговування може вимагати вимірювання простору між датчиком і зубцями звукового колеса. Зазвичай цей відстань можна регулювати, додаючи або видаляючи регулювальні прокладки під базою датчика.

### **3.6 Система електронних польотних приладів (EFIS)**

Польотні прилади були першими, хто застосував комп'ютерну технологію та використовував плоскі екранні багатофункціональні дисплеї (MFD). EFIS використовує спеціальні генератори сигналів для керування двома незалежними дисплеями в центрі основного T. Індикатор положення та спрямований гіроскоп замінені електронно-променевими трубками (CRT), які використовуються для відображення презентацій EADI та EHSI. Ці вдосконалені інструменти працюють поряд із звичайними механічними та електричними інструментами з обмеженою інтеграцією. Тим не менш, технологія EADI та EHSI є дуже бажаною, що зменшує робоче навантаження та сканування панелі з додатковим безпекою, що забезпечується інтеграцією навігаційної інформації, як описано.

Ранні системи EFIS мають аналогову технологію, тоді як новіші моделі можуть бути цифровими системами. Генератори сигналів отримують інформацію від орієнтаційного та навігаційного обладнання. За допомогою контролера дисплея пілот може вибрати різні режими або функції екрана, які бажає відобразитися. Незалежні виділені системи пілота та другого пілота є нормальними. Доступний третій, резервний генератор символів, який передбачає роботу в разі відмови одного з двох основних блоків (рис. 39)

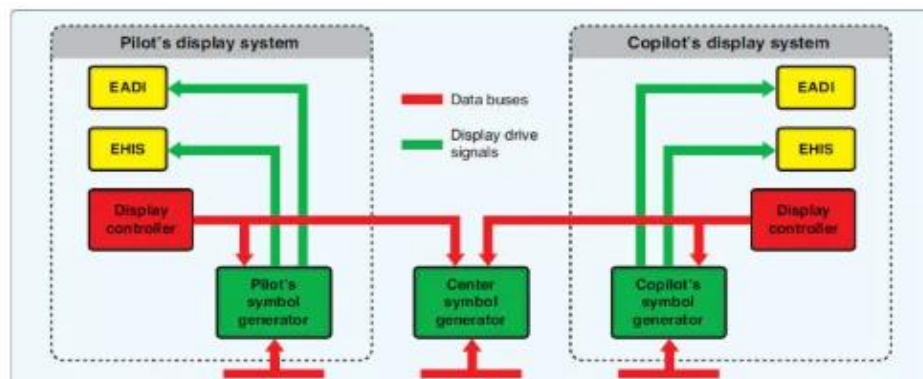
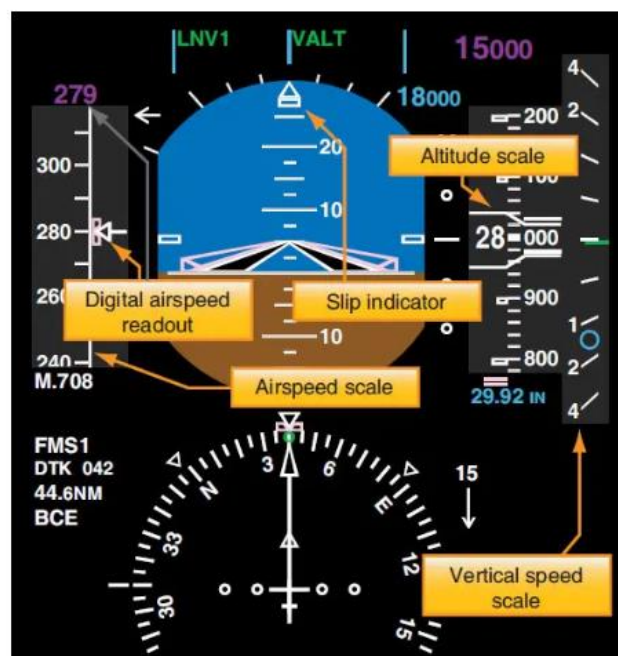


Рис. 39 Спрощена схема системи EFIS.

Дисплеї EADI і EHSI - це CRT-монітори в попередніх системах. Сучасні системи використовують цифрові дисплеї, іноді лише один багатфункціональний дисплейний блок замінює два показані. Незалежні цифрові процесори також можуть бути розміщені в одному блоці, щоб замінити три окремі генератори символів.

Електронне зображення інформації ADI та HSI є основною метою системи EFIS. Його розширений розмір і можливості порівняно з традиційними датчиками дозволяють інтегрувати ще більше даних польотних приладів. Вертикальна шкала швидкості повітря зазвичай відображається



ліворуч від поля положення. Він знаходиться в тому ж відносному положенні, що і показчик швидкості на аналоговій базовій панелі приладів Т. Праворуч від поля положення багато систем EFIS відображають шкалу висоти та вертикальної швидкості. Оскільки більшість зображень EFIS EADI включають інклінометр, який зазвичай є частиною координатора повороту, усі основні прилади польоту відображаються на дисплеї EFIS (рис. 40).

Рис. 40 EFIS EADI - відображає шкалу повітряної швидкості ліворуч від сфери горизонту, а висотомір і шкалу вертикальної швидкості – праворуч.

Індикатор ковзання – це маленький прямокутник під трикутниками напрямку вгорі. Цей дисплей EFIS відображає всю інформацію про політ у звичайній кабіні базового Т.

### **3.7 Електронний централізований монітор літака (ЕСАМ)**

Навантаження пілота на всіх літаках включає постійний моніторинг льотних приладів і неба за межами літака. Він також включає пильний контроль належної роботи двигуна та систем планера. На літаках транспортної категорії це може означати моніторинг численних калібрів на додаток до маневрування літаком. Електронна централізована система моніторингу літака (ЕСАМ) призначена для допомоги у виконанні цього обов'язку.

Основна концепція ЕСАМ (та інших систем моніторингу) - це автоматичне виконання завдань моніторингу для пілота. Коли виявляється проблема або виникає збій, основний дисплей разом зі звуковим і візуальним сигналом попереджає пілота. Відображаються коригувальні дії, які необхідно вжити, а також запропоновані дії через збій. Виконуючи автоматичний моніторинг системи, пілот може вільно керувати літаком, поки не виникне проблема.

Ранні системи ЕСАМ контролюють лише системи планера. Параметри двигуна відображаються на традиційних штатних датчиках кабіни. Системи ЕСАМ пізнішої моделі включають дисплеї двигуна, а також планер.

Система ЕСАМ має два ЕПТ-монітори. У нових літаках це можуть бути LCD. Лівий або верхній монітор, залежно від компоновки панелі літака, відображає інформацію про стан системи та будь-які попередження, пов'язані з



коригувальними діями. Це робиться у форматі контрольного списку. Правий або нижній монітор відображає супровідну системну інформацію в графічній формі, наприклад, діаграму системи, на яку посилається основний монітор.

Монітори ЕСАМ зазвичай живляться від окремих генераторів сигналів. Вхідні дані літака надходять на два комп'ютери попередження про політ. Аналогові входи спочатку подаються через аналоговий перетворювач системних даних, а потім на комп'ютери попередження. Попереджувальні комп'ютери обробляють інформацію та пересилають її на генератори сигналів для освітлення моніторів (рис. 41).

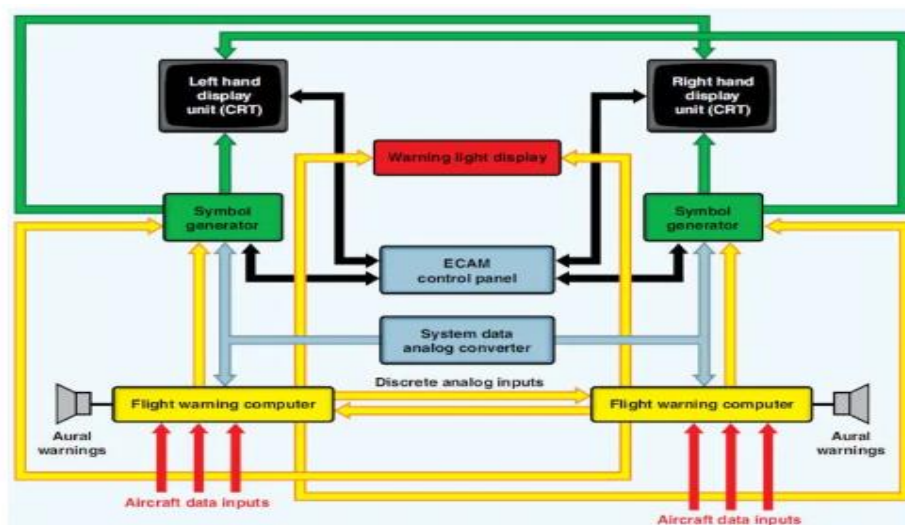


Рис. 41 Електронна централізована система моніторингу літака (ЕСАМ) відображає стан системи літака, контрольні списки, рекомендації та попередження на парі керованих моніторів.

Ручний режим ЕСАМ встановлюється натисканням однієї з кнопок синоптичного дисплея на панелі керування. Це дозволяє відображати діаграми системи. Попередження про помилку або рекомендаційна подія скасують цей

перегляд. (Рис. 42)

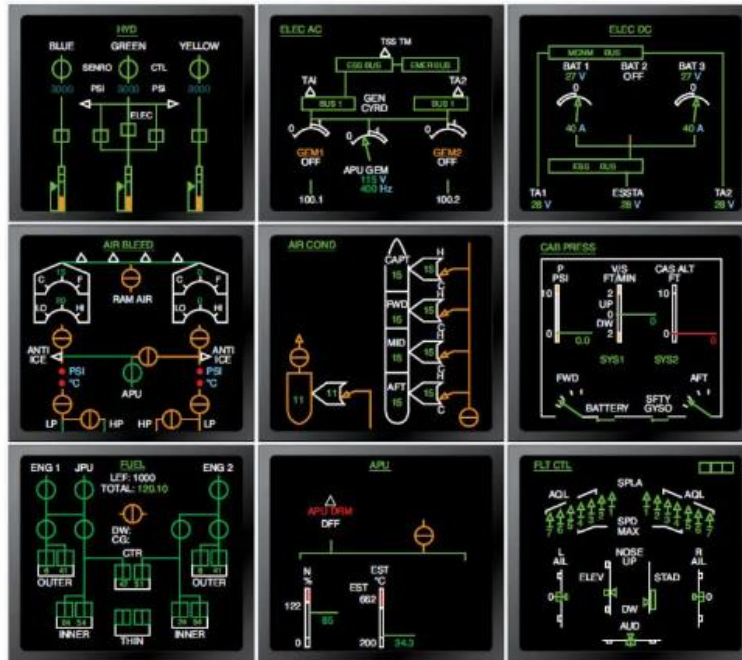


Рис. 42. Дев'ять з 12 доступних системних схем з ручного режиму ЕСАМ.

Несправності в комп'ютерах попередження про політ і генераторах сигналів повідомлять на панелі обслуговування (рис. 43). Дотримуйтесь інструкцій виробника під час тестування ЕСАМ та пов'язаних систем.

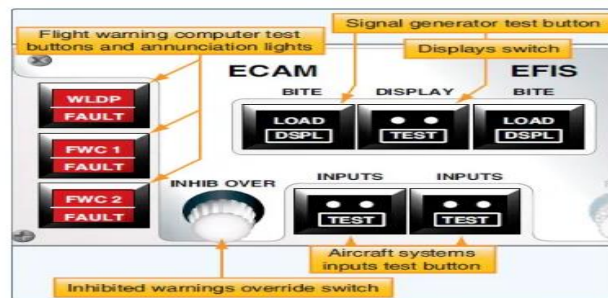


Рис. 43 Панель технічного обслуговування ЕСАМ, яка використовується для тестування та повідомлення про несправності в системі ЕСАМ.

### Система індикації двигуна та оповіщення екіпажу (EICAS)

Система індикації двигуна та оповіщення екіпажу (EICAS) виконує багато тих же функцій, що й система ЕСАМ. Метою все ще є моніторинг систем літака для пілота. Усі параметри двигуна EICAS, а також планера. Традиційні датчики не використовуються, крім резервного комбінованого датчика двигуна на випадок повного збою системи.

EICAS також є двомоніторною двокомп'ютерною системою з панеллю вибору дисплея. Обидва монітори отримують інформацію з одного комп'ютера. Другий комп'ютер служить резервним. Цифрові та аналогові входи від систем двигуна та планера постійно контролюються. Індикатори обережності та попередження, а також звукові сигнали включені (рис. 44).

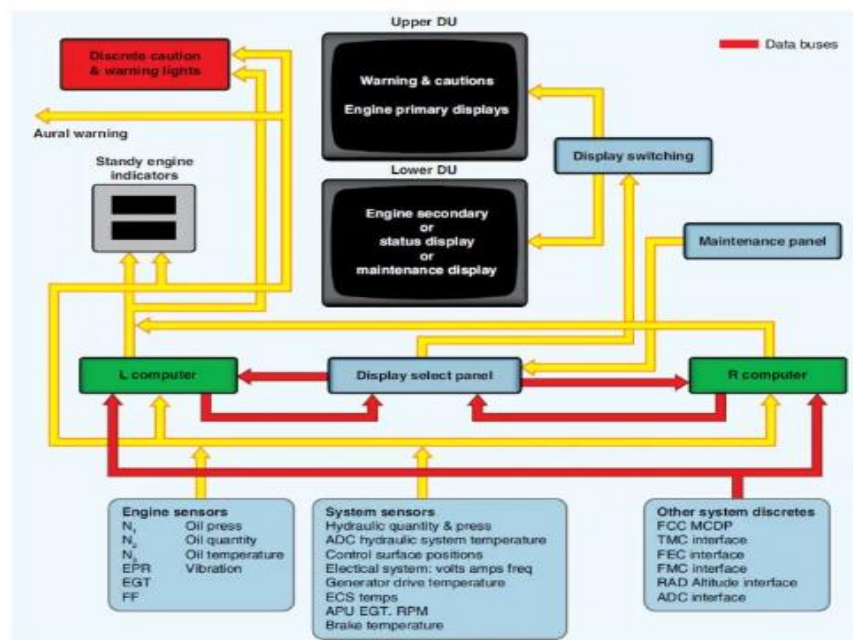


Рис. 44 Схема системи індикації двигуна та системи оповіщення екіпажу (EICAS).

Панель вибору дисплея дозволяє пілоту вибрати, який комп'ютер активно подає інформацію. Він також керує відображенням додаткової інформації про двигун і відображення статусу системи на нижньому моніторі. EICAS має унікальну функцію, яка автоматично записує параметри події збою, щоб потім розглянути обслуговуючий персонал.

EICAS використовує BITE для систем і компонентів. З цієї панелі, коли літак знаходиться на землі, кнопкові перемикачі відображають інформацію, що стосується різних систем для аналізу (рис. 45).

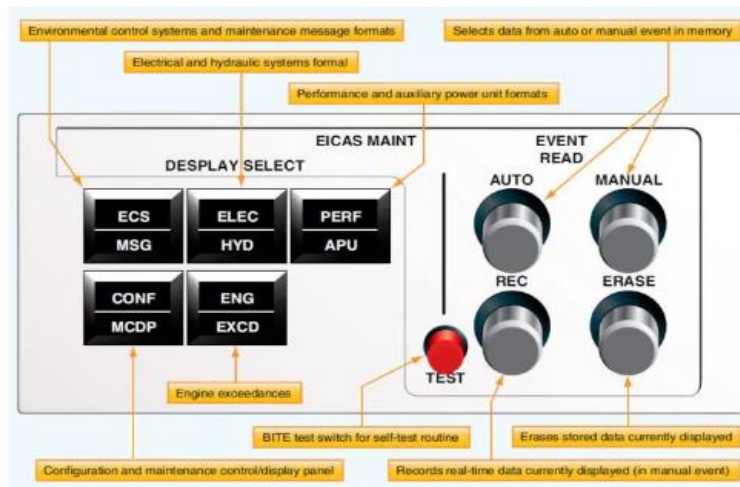


Рис. 45 Панель керування обслуговуванням EICAS призначена виключно для технічних працівників

## **ВИСНОВКИ:**

Таким чином, в даній роботі ми підтвердили важливість розгляду проблем, пов'язаних з експлуатацією ГТД, навіть в умовах України, де в першу чергу зосереджені не так проектні організації, як служби обслуговування й ремонту. Розгляд типів ГТД дозволили доцільно обмежити розгляд ГТД на турбовентиляторних двигунах, а конкретніше зосередити увагу на проблемі покращення показників працездатності без змін у конструкції, зокрема шляхом можливості підвищити робочу температуру турбінних лопаток, наприклад за рахунок обґрунтованого вибору матеріалу лопатки та оцінки доцільності запропонованого рішення. Розглянули основні характеристики та параметри ГТД. Прилади для вимірювання температури в авіаційних двигунах та системи індикації двигуна.

Також визначили, що однією з найскладніших задач при створенні авіаційного двигуна є вибір параметрів робочого процесу двигуна та отримання необхідних експлуатаційних характеристик. Цей етап передує проектуванню і виготовленню дослідного зразка. Він ґрунтується на урахування тактико-технічних вимог до літального апарату і його силової установки, оцінки технологічних можливостей створення всіх елементів літального апарату і його двигунів а також прийнятої концепції вживання і експлуатації літального апарату.

Окрім параметрів літака, що характеризуються його аеродинамікою, оптимізуються параметри робочого процесу двигуна і ряд інших параметрів, що визначають ефективність і економічність газотурбінного двигуна. На основі розрахунку і аналізу критеріїв ефективності літального апарату вибирається тип авіаційного двигуна та здійснюється перший етап оптимізації параметрів робочого процесу ГТД і характеристик силової установки в цілому.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Kyosuke Yoshimi, "Ultrahigh-temperature tensile creep of TiC-reinforced Mo-Si-B-based alloy". Scientific Reports, 2018. Article number: 10487 – Режим доступу: <https://www.nature.com/articles/s41598-018-28379-w>
2. Boyce, Meherwan. "Gas Turbine Engineering Handbook 4th Edition". Publisher: Butterworth-Heinemann; (November 23, 2011). No. of pages — 1000.
3. Газотурбінний двигун [Електронний ресурс] – Режим доступу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%B0%D0%B7%D0%BE%D1%82%D1%83%D1%80%D0%B1%D1%96%D0%BD%D0%BD%D0%B8%D0%B9\\_%D0%B4%D0%B2%D0%B8%D0%B3%D1%83%D0%BD](https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%B0%D0%B7%D0%BE%D1%82%D1%83%D1%80%D0%B1%D1%96%D0%BD%D0%BD%D0%B8%D0%B9_%D0%B4%D0%B2%D0%B8%D0%B3%D1%83%D0%BD)
4. Кишалов Александр Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент; Кудоярова Вилина Маратовна, кандидат технических наук, доцент; Маркина Ксения Васильевна, аспирант, младший научный сотрудник; Игнатьев Олег Игоревич, студент. "Анализ нагрузок, действующих на элементы конструкции ГТД" (2012). Молодой учёный № 11 – 223 ст. ISSN 2072-0297
5. <https://www.flight-mechanic.com/electronic-flight-information-systems/>
6. <https://www.flight-mechanic.com/pressure-instruments-part-one/>
7. <https://z-lib.org/>
8. Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines (Ahmed F. El-Sayed) (z-lib.org).pdf
9. <https://www.flight-mechanic.com/temperature-measuring-instruments-part-two/>