

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Конструкція і експлуатація двигуна: Двигун ГТД-350»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

за темою № 3 - Камера згорання

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023р. № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023р. № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023р. № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023р. № 1

Розробники:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович

Рецензенти:

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.
2. Професор циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

План лекції:

1. Призначення. Основні вузли та компоновка КЗ. Вимоги, умови роботи деталей КЗ. Діючі навантаження.
2. Схема процесу згорання палива у КЗ.
3. Можливі несправності КЗ. Причини виникнення, ознаки, наслідки, дії екіпажу, міри запобігання.

Рекомендована література:

Основна:

1. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2021. 197 с.

Додаткова:

2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Терещенко Ю.М. Теорія теплових двигунів. Київ: НАУ, 2009. 328 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

4. Helicopter Mi-2. Flight Manual. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Swidnik». URL.: https://www.scribd.com/document/539086617/Mi-2-Helicopter-Flight-Manual?language_settings_changed=English (дата звернення 26.08.2023)
5. Operating and Servicing Instructions for Engine GTD-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów». 270 p. URL.: <http://www.magniel.com/yuli/EngineGDT350.pdf> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

1. Призначення. Основні вузли та компоновка КЗ. Вимоги, умови роботи деталей КЗ. Діючі навантаження.

На двигуні ГТД-350 застосована індивідуальна (трубчата) камера згорання протиточного типу. Основними вузлами камери згорання (рис. 1) є: корпус з равликом, жарова труба, робоча паливна форсунка, пусковий запальник і повітропідвідні труби.

Корпус камери згорання являє собою циліндричну оболонку зі сферичним дном. У центрі оболонки до корпусу приварений завиток з двома повітропідвідними трубами. Їх фланці кріплять до фланців равлики компресора. З метою компенсації нерівномірних термічних розширень на повітропідвідних трубах встановлені багатошарові сильфони, які є рухомими елементами.

На фронтальній частині корпусу камери згорання виконані два фланця: в центрі фланець для кріплення паливної форсунки і жарової труби, справа вгорі

фланець для кріплення пускового запальвача. По колу корпусу є вісім фланців для установки термопар. У нижній частині корпусу равлики виконаний фланець для кріплення блоку дренажних клапанів, а також дренажний штуцер.

Жарова труба складається з лопатки завихрювача, фронтального пристрою і двох циліндричних секцій. Завихрювач складається з внутрішньої і зовнішньої обойми і лопаток. Фронтальний пристрій і секції жарової труби з'єднані між собою зварюванням через гофровані стрічки, що утворюють щілини для проходу охолоджуючого повітря.

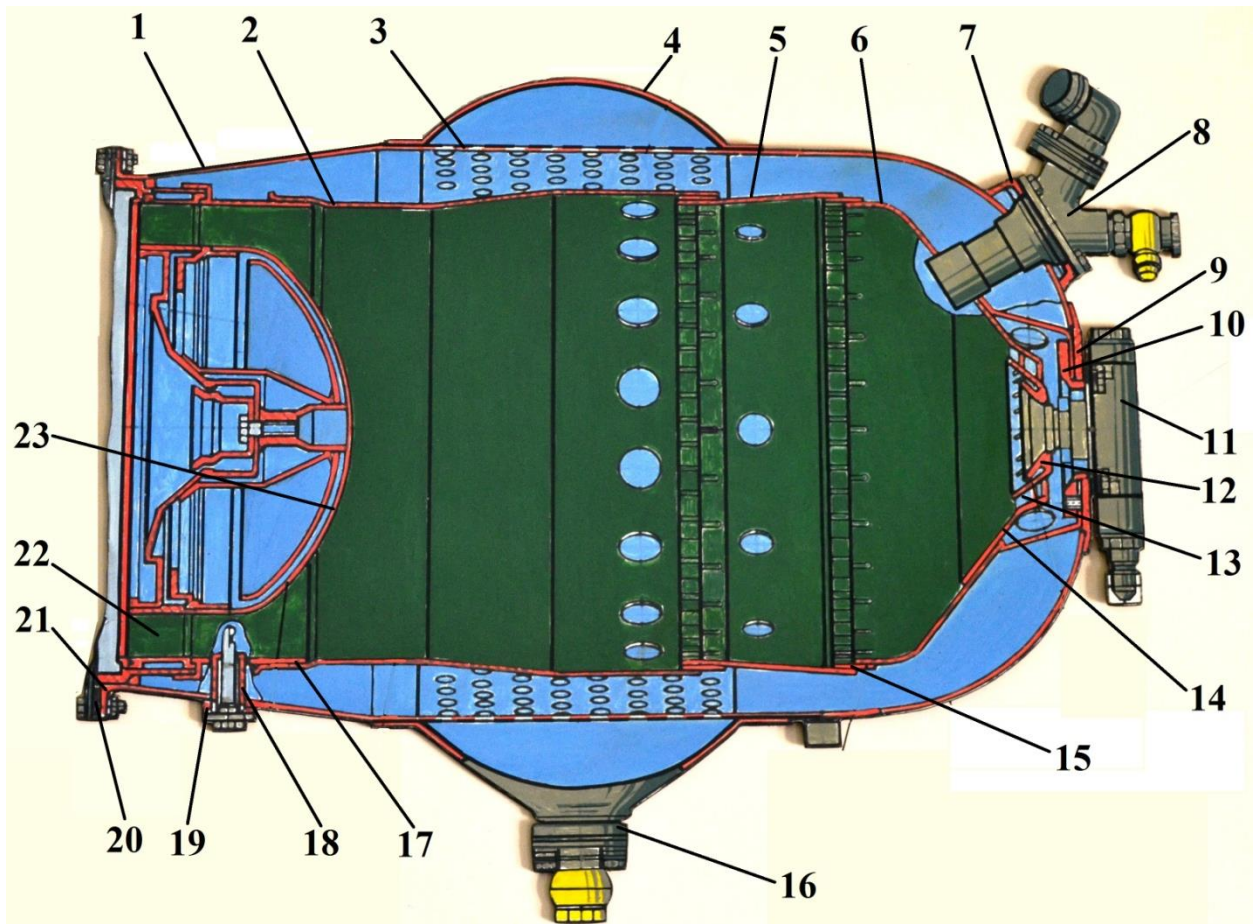


Рис.1 Камера згоряння:

- 1 - корпус камери згоряння; 2 - жарова труба, 3 - перфорована решітка; 4 - завиток;
 5 - секція; 6 - фронтальний пристрій; 7, 9, 10, 16, 19, 20, 21 - фланці; 8 - пусковий запальник;
 11 - форсунка; 12 - завихрювач; 13 - лопатка; 14 - зовнішня обойма;
 15 - гофрована центральна частина; 17 - корпус соплового апарату; 18 - втулка; 22 - лопатки соплового апарату; 23 - захисний обтічник

2.Схема процесу згорання палива у КЗ.

Стислий і підігрітий в компресорі повітря надходить в камеру згоряння по двом повітропідвідним трубам, які виконують одночасно роль дифузорів. У равлику камери згоряння повітря змінює свій напрямок на 90° і розтікається по кільцевому каналу, освітленій корпусом камери згоряння і стінками секцій жарової труби. Рівномірний розподіл повітря по колу кільцевого каналу досягається профілюванням перетинів завитка, а також за допомогою

перфорованої решітки, встановленої на виході з равлики. Для забезпечення стійкого горіння весь потік повітря, що надходить з компресора, розділяється на дві частини: на первинне повітря і вторинний. Первинне повітря входить через завихрювач жарової труби і використовується для спалювання палива. Це повітря становить приблизно 25 ... 30% всього повітря, що підводиться в камеру згорання.

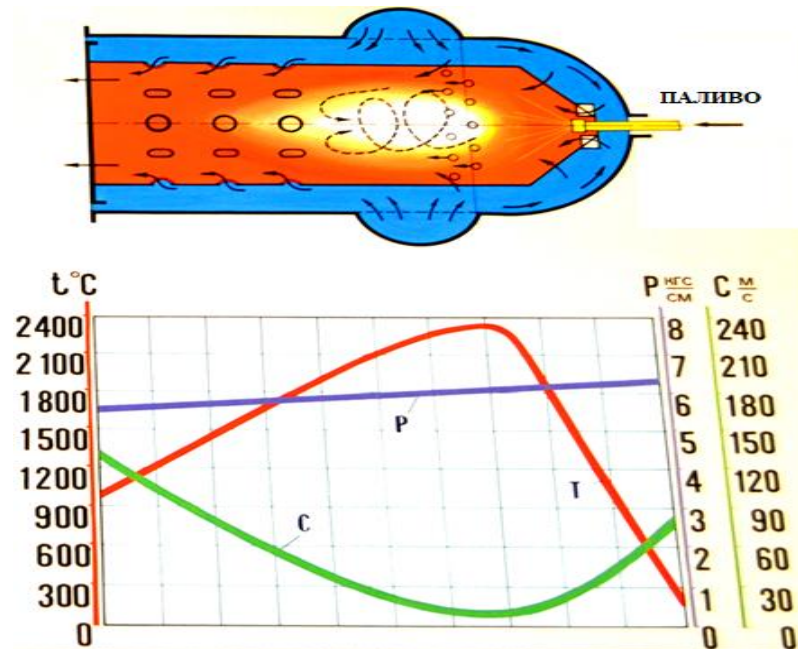


Рис.2 Схема принципу роботи камери згорання

Повітря, що надходить з компресора, поділяється на дві частини: первинний повітря і вторинний. Первинний повітря входить через завихрювач жарової труби і використовується для спалювання палива. Це повітря становить приблизно 25...30 % всього повітря, що підводиться в камеру згорання.

У завихрення первинний потік впорскується через робочу форсунку паливо. Стабілізація горіння палива досягається тим, що первинний повітря, проходячи межлопаточним каналах завихрювача, що закручується, тому в жаровій трубі створюється обертається відносно поздовжньої осі потік. Внаслідок дії відцентрових сил частинки повітря тиск його у стінок жарової труби виявляється більшим, ніж у центральній частині, де таким чином створюється область розрідження, в яку у вигляді зворотних струмів спрямовуються продукти горіння. Підведення гарячих газів до свіжої суміші утворює шар з малою швидкістю руху, що і забезпечує стійкість процесу горіння. Температура газу в зоні горіння перевищує 2000°C .

Вторинний потік повітря, який становить 70...75% всього повітря, що надходить у камеру згорання забезпечує охолодження її корпусу. Частина цього повітря підводиться всередину жарової труби через щілини, утворені гофрованими прокладками і забезпечує охолодження жарової труби. Інша частина вторинного повітря підводиться в жарову трубу через отвори жарової труби, забезпечуючи зниження температури газів до допустимої за умовами

жароміцності турбінних лопаток і бере участь у догоранні частинок незгорілого палива, винесених із зони горіння. Схема принципу роботи камери згоряння наведена на рис. 2.

3. Можливі несправності КЗ. Причини виникнення, ознаки, наслідки, міри запобігання.

1. Зрив полум'я і самовимкнення двигуна

Причини:

- ☐ порушення подачі повітря (помпаж);
- ☐ порушення подачі палива (повна вироблення палива, наявність води в паливі, повітряні пробки, засмічення фільтрів, порушення роботи регуляторів подачі палива);

Ознаки:

- ☐ крен і розворот вертольота вправо зі зниженням;
- ☐ зміна шуму працюючих двигунів;
- ☐ різка зміна температури газу;
- ☐ різке падіння тиску масла;
- ☐ різке падіння пТК ;
- ☐ загоряння табло «ВІДМОВА ЛЕВ.ГЕНЕРАТОРА», «ВІДМОВА ПРАВ.ГЕНЕРАТОРА»,

Дії екіпажу: закрити стоп-кран і пожежний кран відмовив двигуна.

2. Деформація жарової труби і корпусу і, як наслідок, прогар або поява тріщин

Причини:

- ☐ запуск двигуна в умовах низьких температур (нижче -40°C) без попереднього підігріву від аеродромного підігрівача;
- ☐ різкі теплові удари, що виникають при виведенні непрогрітого двигуна на підвищений режим або при вимиканні двигуна без попереднього охолодження на режимі малого газу;
- ☐ перевищення встановленого часу безперервної роботи на злітному і номінальному режимах або при роботі двигуна з температурою газу вище допустимої для даного режиму;
- ☐ неповне згоряння палива (наприклад, при помпаже або застосування сортів палива, не рекомендованих для даного типу двигуна) і відкладення нагару;

- ☐ засмічення або обгорання паливної форсунки;
- ☐ відмова дренажної системи;

Ознаки:

- ☐ внутрішній прогар виявляється по зміні тону роботи двигуна, падіння потужності (зростає T_g і з'являється різниця пТК) і появи на корпусах слідів перегріву у вигляді плям з кольорами мінливості;
- ☐ зовнішній прогар виявляється по появі ознак пожежі;

Дії екіпажу: двигун негайно вимкнути.

Профілактичними заходами, спрямованими на попередження вищевикладених дефектів, є: суворе виконання основних правил технічної і льотної експлуатації двигуна, застосування встановлених сортів палива і ретельний контроль основних параметрів двигуна.