

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

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Конструкція і технічне обслуговування авіаційних двигунів»  
обов'язкових компонентів  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти  
**272 Авіаційний транспорт**  
**(Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів)**

**За темою №3 «Конструкція і ТО камери 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 28.08.2023 р. № 1

**Розробник:**

*Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки,  
спеціаліст вищої категорії Пономаренко А. В.*

**Рецензенти:**

- 1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.*
- 2. Викладач циклової комісії аеронавігації, к.т.н., старший науковий співробітник, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист 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, заходи запобігання.

### **Література:**

#### **Основна література:**

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8МТВ-1. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2019. 303 с.
4. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2021. 197 с.
5. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8(Т/П). Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2020. 243 с.

#### **Допоміжна література:**

6. Кеба І.В. Конструкція і льотна експлуатація авіаційного двигуна ГТД 350. К.: Вища школа, 1987. 224 с.
7. Авіаційний газотурбінний двигун ГТД-350: Технічний опис. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977. 230 с.
8. Інструкція з експлуатації і технічного обслуговування двигуна ГТД-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977р.
9. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
10. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8Т. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 250 с.

#### **Інформаційні ресурси в Інтернеті:**

11. [https://www.twirpx.com/files/science/transport/aircrafting/reference\\_helicopter\\_operation/](https://www.twirpx.com/files/science/transport/aircrafting/reference_helicopter_operation/)
12. <https://profbook.com.ua/gasoturbinni-dvyguny.html>
13. <https://www.yakaboo.ua/ua/konstrukcija-micnist-ta-nadijnist-gazoturbinnih-ustanovok-i-kompresoriv.html>

## Текст лекції

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

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

Корпус камери згоряння являє собою циліндричну оболонку зі сферичним дном. У центрі оболонки до корпусу приварена равлик з двома повітропідвідні трубами. Їх фланці кріплять до фланців равлики компресора. З метою компенсації нерівномірних термічних розширень на повітропідвідні трубах установлені багатошарові сильфони, є рухомими елементами.

На фронтальній частині корпусу камери згоряння виконані два фланця: в центрі фланець для кріплення паливної форсунки і жарової труби, справа вгорі фланець для кріплення пускового запалювача. 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 завихрителя, фронтального пристрою і двох циліндричних секцій. Завихритель складається з внутрішньої і зовнішньої обойм і лопаток. Фронтальний пристрій і секції жарової труби з'єднані між собою зварюванням через гофровані стрічки, що утворюють щілини для проходження охолоджуючого повітря.

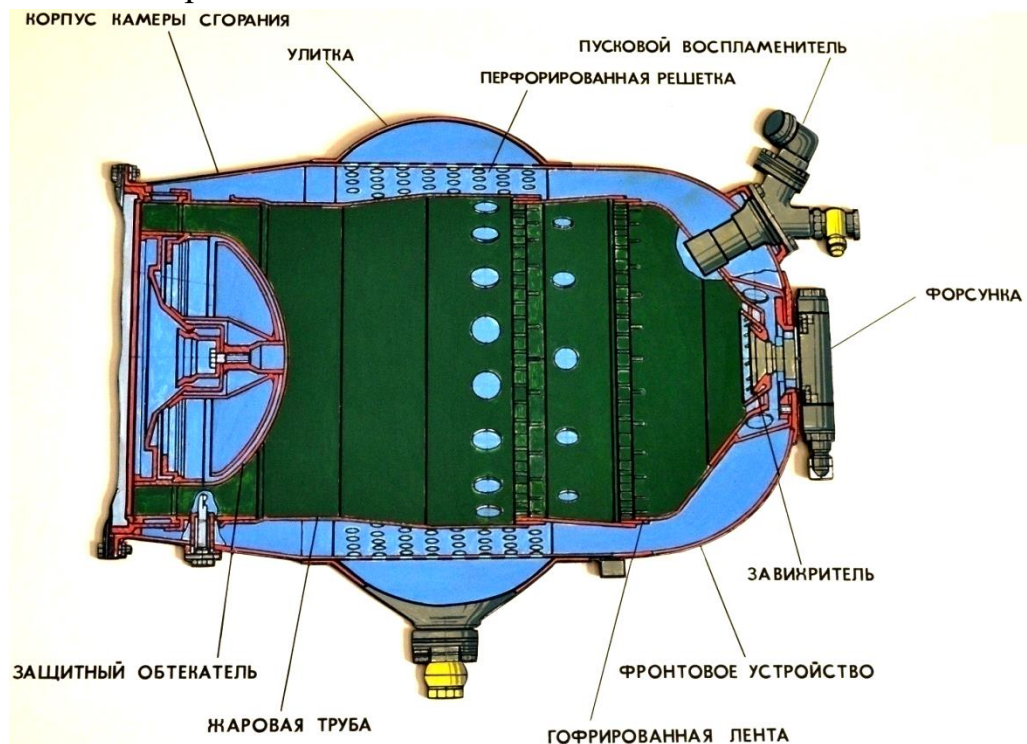


Рис. 1 . Камера згорання

## 2.Схема процесу згорання палива у КЗ.

Стислий і підігрітий в компресорі повітря надходить в камеру згорання за двома Повітропідвідні трубах, які виконують одночасно роль дифузorzів. У равлику камери згорання повітря змінює свій напрямок на  $90^\circ$  і розтікається по кільцевому каналу, освіченій корпусом камери згорання і стінками секцій жарової труби. Рівномірний розподіл повітря по колу кільцевого каналу досягається профілюваних перетинів равлики, 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 завіхрітель жарової труби і використовується для спалювання палива. Це повітря становить приблизно 25 ... 30% всього повітря, що підводиться в камеру згорання.

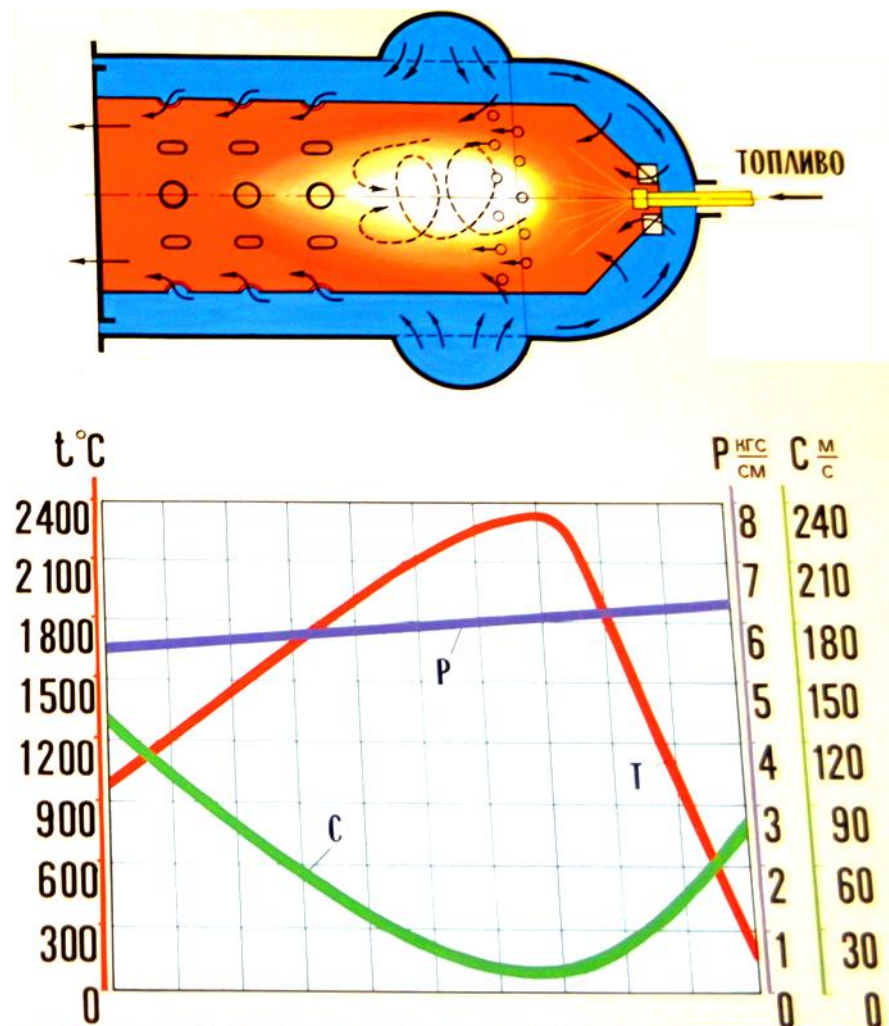


Рис.2 Схеми принципу роботи камери згоряння

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 згоряння. Рис.2 Схеми принципу роботи камери згоряння

У завихрення первинний потік впорскується через робочу форсунку паливо. Стабілізація горіння палива досягається тим, що первинний повітря, проходячи міжлопаточних 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 згоряння 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. Схеми принципу роботи камери згоряння наведена на рис. 2.

### **3. Можливі несправності КЗ. Причини виникнення, ознаки, наслідки, дії екіпажу, 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 С) 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 tГ 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 персоналу: 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.