

**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 компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою №3 - Конструкція і ТО камери згорання

Харків 2022

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2022 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 22.08.2022 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2022 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 10.08.2022 № 1

Розробники:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки,
Самохліб Олександр Олександрович

Рецензенти:

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

План лекції

1. 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.

Рекомендована література:

Основна література:

1. Кеба І.В. Конструкція і льотна експлуатація авіаційного двигуна ГТД 350. Київ: Транспорт, 1987. 224 с.
2. Нікітін Є.І. Турбовальний двигун ГТД-350. Київ: , 1978. 192 с.

Допоміжна література:

3. Авіаційний газотурбінний двигун ГТД-350: Технічний опис. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977. 230 с.
4. Інструкція з експлуатації і технічного обслуговування двигуна ГТД-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977р.
5. Регламент технічного обслуговування вертольоту Мі-2 ч.1.: ДержНДІ ЦА, 2007. 200 с.
6. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.

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 противоточного 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 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 згорання 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 завихрювача, фронтового пристрою і двох циліндричних секцій. Завихрювач складається з внутрішньої і зовнішньої

обойм і лопаток. Фронтowe пристрій і секції жарової труби з'єднані між собою зварюванням через гофровані стрічки, що утворюють щілини для проходу охолоджуючого повітря.

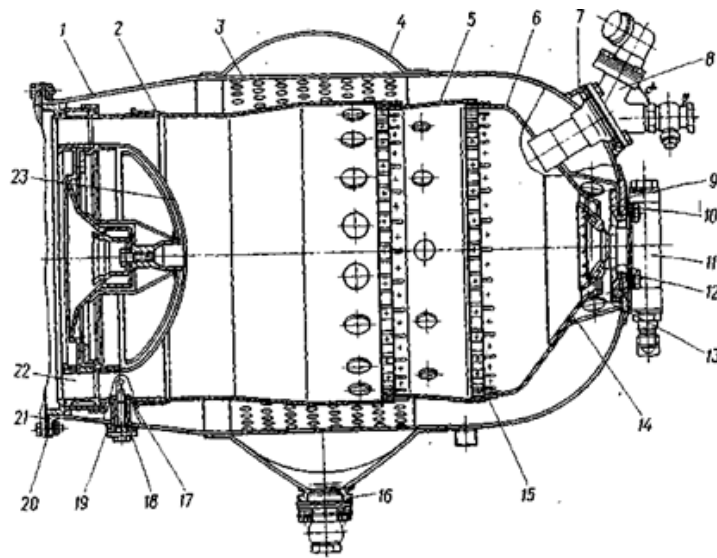


Рис. 1 . Камера згорання

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 дифузорів. У равлику камери згорання повітря змінює свій напрямок на 90° 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.

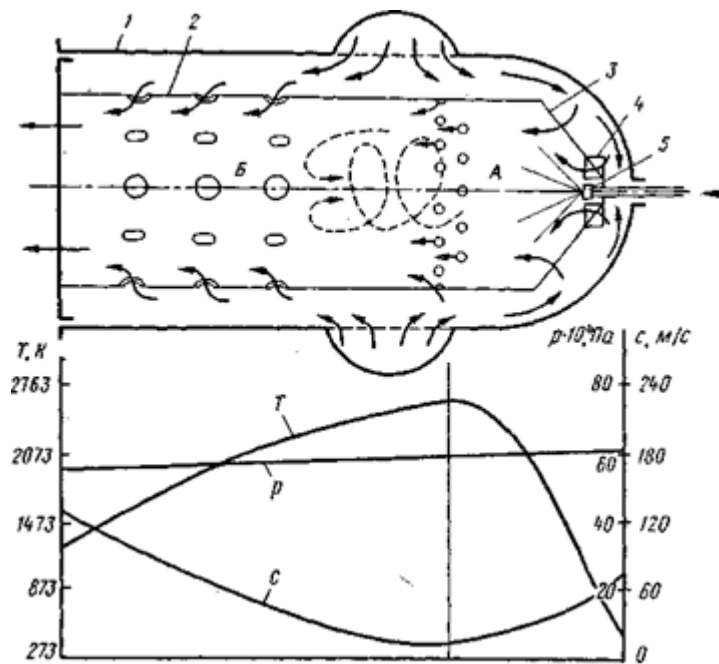


Рис.2 Схема принципу роботи камери згоряння

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 Схема 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. Схема 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»,

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;

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.