

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

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Газотурбінний двигун»  
обов'язкових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти  
**Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів**

**за темою №2 - Вхідні пристрої**

**Харків 2021**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 23.09.2021 № 8

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного  
коледжу Харківського  
національного університету  
внутрішніх справ  
Протокол від 22.09.2021 № 2

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 30.08.2021р. № 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. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

## **План лекції**

1. Призначення і вимоги до входних пристроїв.

### **Рекомендована література:**

#### **Основна:**

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

#### **Додаткова:**

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. Москва: ДержНДІ ЦА, 2007. 200 с.
6. Царенко А.О. Вертолiт Мі-2. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.

### **Текст лекції**

#### **1. Призначення і вимоги до входних пристроїв.**

Вхідні пристрої, призначені для підведення до двигуна потрібного кількості повітря та підвищення його тиску, можуть бути або складовою частиною двигуна, або частиною конструкції повітряного судна.

Вхідні пристрої повинні забезпечувати:

- Можливо більші значення коефіцієнта збереження повного тиску;
- Мале зовнішній опір;
- Достатню рівномірність потоку на вході в компресор;
- Стійку й надійну роботу двигуна на всіх режимах польоту і роботи двигунів.

Підвищення тиску відбувається частково у входному пристрої і частково в компресорі.

Принцип дії повітрязабірника полягає в наступному. Літак переміщається щодо повітряного потоку зі швидкістю  $V$ , значить і потік переміщається щодо двигуна з цією ж швидкістю. Якщо потік гальмувати, кінетична енергія його буде зменшуватися, що супроводжуватиметься підвищенням тиску і

температури повітря.

Збільшення швидкостей польоту літаків призвело до підвищення ролі вхідних пристроїв. При дозвукових швидкостях польоту стиснення повітря в двигуні здійснювалося в основному компресором, а підвищення тиску від швидкісного напору було невелике. Головними завданнями вхідних пристроїв в цьому випадку були подача повітря до двигуна з малими втратами і одержання на вході в компресор рівномірних полів і швидкостей, необхідних для забезпечення його стійкої роботи.

З переходом на надзвукові швидкості польоту стало можливим значне підвищення тиску повітря у вхідному пристрої за рахунок використання швидкісного напору. Але разом з цим газодинамічні процеси у вхідних пристроях істотно ускладнилися і стали більш значно впливати на тягу і економічність силової установки і, що особливо важливо, на її стійку роботу.

Вплив на неї числа  $M$  польоту дуже велике і при збільшенні швидкості польоту роль повітрозабірника в загальному стисканні повітря сильно зростає: при  $M$  польоту більше 4 ступінь стиснення настільки велика, що ефективна робота двигуна може бути досягнута без стиснення повітря в компресорі.

Ефективність гальмування повітря у вхідному пристрої визначається втратами тиску повітря при гальмуванні потоку і втратами, зумовленими тертям повітря об стінки вхідного пристрою і каналів, що підводять повітря до двигуна.

Через гідравлічних втрат у вхідному пристрої тиск перед компресором менше повного тиску в набігає потоці. Газодинамічне досконалість вхідного пристрою характеризується не величиною втрат, а коефіцієнтом збереження повного тиску. Чим більше втрати, тим менше величина цього коефіцієнта.

Коефіцієнт збереження повного тиску оцінює газодинамічні втрати в процесі гальмування повітряного потоку. Він являє собою відношення повного тиску за вхідним пристроєм (на вході в двигун) до повному тиску повітря в набігає потоці, тобто  $\eta_{\text{ВХ}} = p^*_{\text{В}} / p^*_{\text{Н}}$

Чим вище коефіцієнт збереження повного тиску, тим більше при заданому режимі польоту ступінь підвищення тиску повітря у вхідному пристрої.

В даний час отримані вельми високі коефіцієнти збереження повного тиску 0,97-0,98.

Зменшення коефіцієнта збереження повного тиску призводить до зменшення тиску на вході в компресор, зниженню тяги, зменшенню витрати повітря, а також до збільшення питомої витрати палива і маси силової

установки. Так, зниження тиску на вході в компресор при  $M = 2,5$  на 30% призводить до зменшення тяги двигуна на 45% і до збільшення питомої витрати палива на 15%. Тому одним з найважливіших вимог, пред'являємих до вхідних пристроїв, є забезпечення підведення повітря з можливо великим значенням коефіцієнта збереження повного тиску.

Коефіцієнт лобового опору вхідного пристрою, подібно коефіцієнту лобового опору, він розглядався в аеродинаміці, визначається по формулі

$$c = X / q * F,$$

де  $X$  - сумарне зовнішнє опір вхідного пристрою;

$q$  - швидкісний напір ( $q = V^2 / 2$ );

$F$  - площа міделя повітрозабірника.

Сумарне зовнішнє опір вхідного пристрою складається з опору обичайки, додаткового опору і опору коштів перепуску повітря. На надзвукових швидкостях польоту і при нерозрахованих режимах роботи повітрозабірника воно може становити 20-30% від внутрішньої тяги двигуна, що і робить вкрай важливим прийняття всіх можливих заходів для його зниження.

Коефіцієнт витрати характеризують продуктивність вхідного пристрою і визначається як відношення дійсного витрати повітря через повітрозабірник до максимально можливого при кожному заданому числі  $M$  польоту:

$$\varphi_{вх} = G_{в} / G_{в\max}$$

Збільшення коефіцієнта витрати знижує додатковий опір і в ряді випадків сприяє підвищенню ефективної тяги двигуна.

Умовою спільної роботи повітрозабірника і двигуна є узгодження їх витрат повітря.

Забезпечення стійкої роботи вхідного пристрою є найважливішою вимогою, оскільки пов'язано з умовами надійності роботи силової установки та безпеки польотів.

Пульсації і нерівномірність потоку на виході з повітрозабірника оцінюються за тими ж параметрами, що і на вході в компресор. Джерелами пульсації є турбулентність повітря, нестійкість прикордонного шару, особливо в місцях його взаємодії зі стрибками ущільнення, наявність конструктивних і технологічних уступів в проточній частині і, нарешті, нестійкість течії в самому повітрозабірнику на деяких режимах його роботи. На рівномірність і стаціонарність течії в повітрозабірнику значний вплив мають обурення від поблизу розташованих елементів літального апарату. Рівень нерівномірності поля швидкостей і пульсаційні характеристики (амплітуда і частота пульсацій)

поток на виході з повітрозбірників спеціально нормуються і не повинні перевищувати допустимих значень за умовами стійкої роботи двигуна.

Пильної уваги потребують питання розміщення повітрозбірника на літальному апараті. Це пояснюється тим, що повітрозбірник інтерферує з планером літального апарату і робить вплив на його аеродинамічна якість і підйомну силу, які при правильній компоновці можуть навіть збільшуватися на певних режимах польоту. Навпаки, невдала компоновка повітрозбірника може привести до погіршення аеродинамічних характеристик літального апарату.

З іншого боку, повітряний потік, обурений елементами літального апарату, може мати значну нерівномірність перед входом в повітрозбірник, особливо при еволюціях. В цьому випадку вибір місця розташування повітрозбірника повинен забезпечувати його ефективну роботу в широкому діапазоні кутів атаки і ковзання, значно змінюються в умовах польоту. Утворені при обтіканні поверхонь літального апарату прикордонні шари і вихрові структури не повинні потрапляти всередину повітрозбірника і чинити негативний вплив на його внутрішній процес.