

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

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни «Теорія теплових двигунів»  
обов'язкових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**272 Авіаційний транспорт  
Технології робіт та технологічне обладнання аеропортів**

**за темою № 2 - Закони керування, характеристики і режими роботи ГТД**

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 22.02.2024 № 2

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного  
коледжу Харківського  
національного університету  
внутрішніх справ  
Протокол від 17.02.2024 № 7

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 22.02.2024 № 2

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 12.12.2023 № 8

**Розробник:**

*1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, викладач-спеціаліст 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. Режим спільної роботи турбіни і компресора. Притомність двигуна і її значення для безпеки польотів.
2. Поняття про характеристики ТРД. Дросельна, швидкісна і висотна характеристики ТРД: визначення, графічне зображення і аналіз.

### Рекомендована література

#### Основна

1. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. «Конструкція літальних апаратів», К.: Вища освіта, 2010. – 383 с.
2. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2012. 477 с.
3. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2011. 1024 с.

#### Додаткова

4. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
5. 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

1. <http://www.twirpx.com/files/transport/aircrafting/construction/helicopters/>

### Текст лекції

#### Режим спільної роботи турбіни і компресора.

*Режим роботи* - це сукупність газодинамічних параметрів, що характеризують розвивається двигуном тягу (потужність), економічність і навантаження, що діють на деталі двигуна.

Характеристики служать для аналізу основних властивостей двигуна, їх використовують для порівняння двигунів між собою, для оцінки застосування літального апарату.

Перебіг характеристик двигуна залежить від багатьох факторів і, зокрема, від особливостей схеми двигуна, його розрахункових параметрів, прийнятої програми регулювання, зовнішніх умов.

За влучним висловом незалежними змінними є зовнішні умови (висота  $H$ , швидкість польоту  $V$ , температура  $T$  і тиск  $p$  зовнішнього повітря) і параметри, що характеризують режим роботи. Всі інші параметри є змінними, вони змінюються при зміні зовнішніх умов і режиму роботи. Так, наприклад, при перестановці руд змінюється подача палива в камеру згоряння, через що стають іншими температура газу перед турбіною, частота обертання ротора і пов'язані з частотою обертання витрата повітря через двигун і ступінь підвищення тиску компресора. У свою чергу, це веде до зміни швидкостей газу в елементах двигуна і ККД вузлів. Таким чином, зміна режиму роботи тягне за собою

зростання або зменшення великого числа параметрів, від яких залежать тяга і питома витрата палива.

### **Номенклатура основних режимів роботи**

Всі режими, на яких працюють ГТД, діляться на дві великі групи, що встановилися і несталі режими роботи. На сталих режимах роботи ГТД його параметри не змінюються в часі, на несталих режимах параметри двигуна в часі змінюються. Розрізняють такі основні сталі режими роботи ГТД: максимальний, злітна, максимальний тривалий, крейсерський, режим земної і польотного малого газу, форсовані режими, режими реверсування тяги, авторотації двигуна і інші. До несталим режимам роботи ГТД відносяться режими прийомистості і скидання газу, режим запуску двигуна.

*Максимальний і злітний* режими характеризуються максимальною тягою (потужністю) на землі або в польоті протягом обмеженого часу. Ці режими використовуються при зльоті і наборі висоти, для досягнення максимальної швидкості і при виконанні маневрів. Загальна напрацювання на максимальному і злітній режимах становить 5 ... 10% від ресурсу двигуна через дії високих динамічних і теплових навантажень.

*Максимальний тривалий (номінальний) режим* відрізняється від попереднього режиму зниженими значеннями частоти обертання ротора і температури газу перед турбіною. Двигун може працювати з обмеженою за часом (приблизно 40% ресурсу) загальною напрацюванням.

*Крейсерський режим* роботи призначений для роботи двигуна протягом необмеженого часу за ресурс. На цьому режимі досягається мінімальна кілометрова і часова витрата палива, тому його використовують при польоті на дальність і тривалість.

*Режим земного малого газу*- сталий режим роботи ГТД на землі при мінімальній частоті обертання пмг і тязі (потужності), при яких забезпечуються його стійка робота і задана прийомистість. Використовується для прогріву двигуна після запуску, охолодження перед вимиканням. Час роботи двигуна на цьому режимі, як правило, обмежена через неефективне охолодження елементів турбін і вихідного пристрою, низькою економічністю.

*Режимом польотного малого газу* називають усталений режим ГТД при мінімальній допустимій частоті обертання, що забезпечує необхідну прийомистість і величину тяги при заході на посадку, використовується також для імітації відмови двигуна в польоті з навчальною метою.

Режим роботи ГТД, при якому обертання ротора в польоті здійснюється потоком, що набігає повітря при відсутності горіння палива в камері згорання, називається режимом авторотації.

*Режимом реверсування тяги* ГТД називають усталений режим роботи ГТД при включеному реверсивному пристрої.

Режими роботи двигуна встановлюються переміщенням в відповідне положення важеля керування двигуном (РУД). При зміні зовнішніх умов в процесі польоту літального апарату і незмінному положенні РУД підтримання режиму роботи двигуна покладається на систему його регулювання. Несталі

режими роботи ГТД (режими прийомистості і скидання газу) мають місце при швидкому переміщенні руд і запуску двигуна.

### **Прийманість двигуна и ее значення для безпеки польотів.**

Розглянуті вище характеристики відносяться до усталених режимів роботи двигуна. Умовою отримання усталеного режиму роботи є рівність потужності, що розвивається турбіною NT, за вирахування витрат на тертя в підшипниках і привід агрегатів, що враховуються механічним ККД  $\eta_M$ , потужності, споживаної компресором NK:

$$N_K = N_T \cdot \eta_M$$

При цьому ротор двигуна обертається з постійною кутовою швидкістю.

У процесі польоту літального апарату під час проведення їм різних еволюцій доводиться досить часто змінювати режим польоту. Зміна місця розташування літального апарату в просторі, швидкості і висоти польоту здійснюється за допомогою відхилення відповідних органів управління літака і двигуна. Зміна режиму роботи двигуна здійснюється автоматично (наприклад, при запуску) або вручну (на робочих режимах) зміною подачі палива в основну або форсажну камеру згоряння, зміною геометричних параметрів проточної частини двигуна відповідно до заданої програми регулювання. При цьому керуючий вплив на двигун зазвичай зводиться до натискання кнопки "запуск" або до переміщення важеля керування двигуном (РУД).

Для отримання перехідного режиму розгону двигуна необхідно збільшити потужність NT за рахунок збільшення подачі палива Рудому. При цьому отримуємо нерівність  $N_K < N_T \cdot \eta_M$ , з'являється позитивний надлишковий момент на валу, який витрачається на збільшення кінетичної енергії ротора, тобто на збільшення частоти обертання. Зростання оборотів відбувається до тих пір поки що збільшується за рахунок зростання опору обертанню ротора потужність  $N_K$  не стане дорівнює добутку  $N_T \cdot \eta_M$ .

Для отримання перехідного режиму скидання обертів необхідно мати наступну нерівність:  $N_K > N_T \cdot \eta_M$ , що досягається зменшенням подачі палива в двигун.

Реакція двигуна на переміщення руд характеризується прийомистістю. Прийомистість двигуна є динамічною характеристикою, яка визначає його здатність змінювати режим слідом за переміщенням пілотом руд. Кількісно прийомистість оцінюється потрібним часом переходу двигуна з режиму малого газу мінімального сталого режиму на режим максимальної тяги при різкому переміщенні руд - часом прийомистісті, а також часом, потрібним для зворотного переходу, часом скидання газу внаслідок зниження витрати палива при різкому переміщенні важеля управління.

Прийомистість є важливою характеристикою двигуна, визначальною льотно-технічні дані ЛА і безпеку його польоту. На несталі, перехідні режими доводиться велика частка від ресурсу двигуна. Ці режими використовуються при зльоті та посадці (ухід на друге коло), при виконанні фігур вищого пілотажу, при польоті групою і в інших випадках.

Для отримання надлишкової роботи турбіни необхідно змінювати температуру газу перед турбіною за рахунок зміни подачі палива, або перепад тиску на турбіні за рахунок зміни площі вихідного перетину сопла. Зазвичай в сучасних ГТД використовується перший спосіб зміни режиму двигуна, так як прагнуть зберегти роботу турбокомпресора незмінною.

Таким чином, для отримання хорошої прийомистості необхідно забезпечити великі зміни подачі палива. Однак на ці зміни доводиться накладати обмеження, пов'язані з міцністю або газодинамічної стійкістю елементів і двигуна в цілому.

При цьому, з огляду на короткочасність процесу розгону і знижені напруги в конструкції від відцентрових сил на частотах обертання ротора, менших максимальних, можна допустити значні температури газу перед турбіною, що перевищують допустиму величину на  $50 \dots 150^\circ$ , так як конструкції ТРД мають певний запас міцності.

При розгоні ТРД з ростом температури газу перед турбіною щільність газу зменшується. В силу інерції ротора частота обертання його не встигає слідувати за змінами температури газу перед турбіною. Запас стійкості компресора при цьому зменшується, і при надмірних подачах палива можливий помпаж компресора. При скиданні газу має місце зворотна картина.

Крім того, на режимах прийомистості в широкому діапазоні змінюється коефіцієнт надлишку повітря і в деяких випадках можлива нестійка робота камери згоряння - зрив полум'я.

При розгоні двигуна коефіцієнт надлишку повітря зменшується, так як при цьому витрата палива збільшується швидше, ніж зростає витрата повітря. І навпаки, на режимах скидання газу коефіцієнт надлишку повітря збільшується. Слід зазначити, що зрив полум'я може відбутися не тільки через надмірне збіднення суміші, а й з-за різкого погіршення розпилу палива, так як при мінімальних витратах палива зменшується перепад тисків на форсунках.

Час прийомистості залежить від моменту інерції ротора, тому зважаючи на великі частоти обертання ГТД їх прийомистість (10-15 с) гірше, в порівнянні з прийомистістю поршневих двигунів (2-3с).