

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ**

КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія експлуатації та ремонту авіаційного транспорту

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Теорія теплових двигунів»

обов'язкових компонент

освітньої програми першого (бакалавр) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Експлуатація та ремонт повітряних суден)

за розділом №1 – «Теорія газотурбінних двигунів»

за темою №2 – «Закони керування, характеристики і режими роботи ТРД»

Глава 13. «Дросельні характеристики ТРД»

Харків 2021

СХВАЛЕНО

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

СХВАЛЕНО

Секцією Науково-методичної
ради ХНУВС зі спеціальних
дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 30.08.2021 № 1

.

Розробник: викладач циклової комісії аеронавігації Ємець В.В.

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.

2. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.

Розділ 1 Теорія газотурбінних двигунів

Тема 2. Закони керування, характеристики і режими роботи ТРД

Лекція 13. Дросельні характеристики ТРД

- 1. Поняття про дросельні характеристики*
- 2. Дросельні характеристики ТРД з незмінною геометрією*
- 3. Дросельні характеристики ТРД зі спеціальним регулюванням*
- 4. Вплив атмосферних умов на тягу і питому витрату палива*

Рекомендована література

Основна

1. Терещенко Ю.М., Бойко Л.Г. Мамлюк О.В. Газотурбінні двигуни літальних апаратів. – Київ, «Вища школа», 2000

Допоміжна

2. Теорія теплових двигунів. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів. за ред. проф.Ю.М. Терещенка. – Київ, Видавництво Національного авіаційного університету «НАУ-друк», 2009
3. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. – М. Машиностроение, 1969
4. Клячкин А.Л. Эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей. – М., Транспорт, 1967
5. Вагин А.Н., Неспела А.Н., Семенюта В.А., Цыбалов И.Г. Теория авиационных двигателей. Ч.2. Основы теории реактивных двигателей. – М., Воениздат МО СССР, 1968

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. Поняття про дросельні характеристики

Дросельними характеристиками називають залежності тяги і питомої витрати палива ТРД при певному положенні регулюючих органів і незмінних швидкостях і висотах польоту.

В геометрично нерегульованому ТРД зміна витрати палива в двигуні веде до зміни його оборотів. Тому звичайно дросельними характеристиками ТРД називають залежності його тяги і питомої витрати палива від числа оборотів при незмінних швидкості і висоті польоту.

В сучасних ТРД з регульованою геометрією сопла при зміні подання палива обороти можуть залишатися незмінними внаслідок зміни площини критичного перерізу сопла. Сумісна робота компресора і турбіни буде показана на рисунку 1 лінією *a-b*.

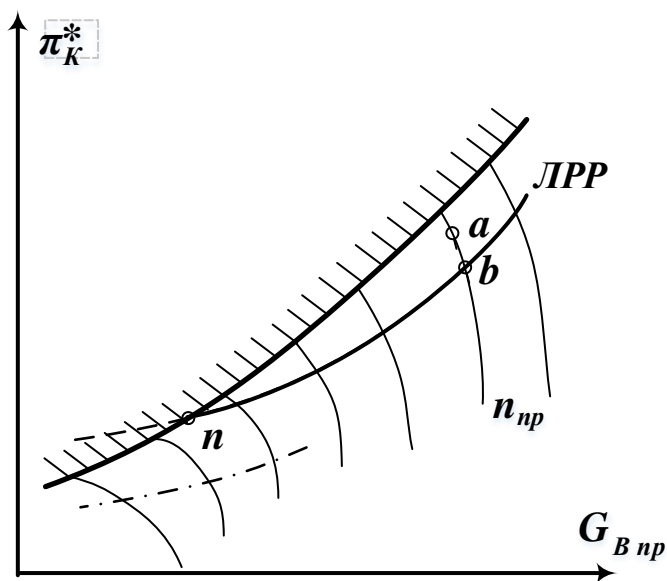


Рисунок 1. Робоча характеристика ТРД

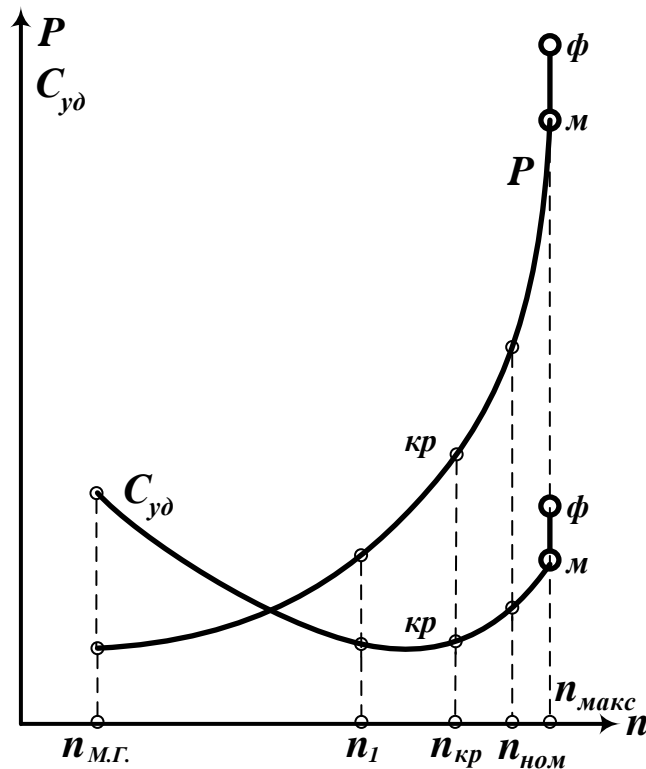
2. Дросельні характеристики ТРД з незмінною геометрією

На рисунку 2 показана дросельна характеристика ТРД з одним регулюючим органом - пристроєм для зміни подання палива (насос-регулятор). На ній відмічені основні режими роботи двигуна:

1. *Режим малого газу ($n_{мг}$)* — відповідає найменшому числу оборотів, при яких двигун може працювати надійно і стало. Тяга двигуна на малому газі не повинна бути більш ніж 3-5% від максимальної. Час безперервної роботи обмежується із-за високої температури перед турбіною і недостатнього охолодження елементів двигуна.

2. *Крейсерський режим ($n_{кр}$)* — на цьому режимі гарантується безперервна і надійна робота двигуна в продовженні всього його ресурсу. Тяга двигуна на крейсерському режимі складає 70-75% максимальної тяги, а число оборотів дорівнює 90% від максимальних. Цей режим використовується при виконанні польотів великої тривалості або дальності, так як цьому режиму відповідає

мінімальна питома витрата палива.



Рисунки 2. Дросельні характеристики ТРД

3. *Номінальний режим.* Тяга на цьому режимі в середньому складає 90% від максимальної. Число оборотів геометрично нерегульованих ТРД в стендових умовах приблизно на 3-4% менш за максимальних, а число оборотів ТРД з регульованим соплом може дорівнювати максимальним. Тривалість роботи на цьому режимі звичайно складає 30 мин, але деякі ТРД можуть працювати в продовженні всього ресурсу. Частіше всього цей режим використовується при польотах з великою швидкістю і при тривалому наборі висоти.

4. *Максимальний режим.* Цьому режиму відповідають максимальні обороти і максимальна температура газів перед турбіною. Тяга на цьому режимі – максимальна. Деталі двигуна працюють з великим навантаженням, тому робота на максимальному режимі обмежується 5-10 мин. Цей режим використовується для зльоту, набору висоти, отримання великої швидкості, а в деяких випадках – при посадці.

5. *Форсажний (надзвичайний) режим.* Використовується для отримання максимально можливої швидкості. На винищувачах цей режим використовується на зльоті, наборі висоти і в бойових умовах. Час праці на цьому режимі досягає 30 мин.

3. Дросельні характеристики ТРД зі спеціальним регулюванням

Сучасні ТРД з осьовими високонапірними компресорами обладнуються системою перепуску повітря і регульованим вихідним соплом. На рисунки 3

показано характеристику ТРД з перепуском повітря з компресора і регульованим соплом, яке має 3 фіксованих положення.

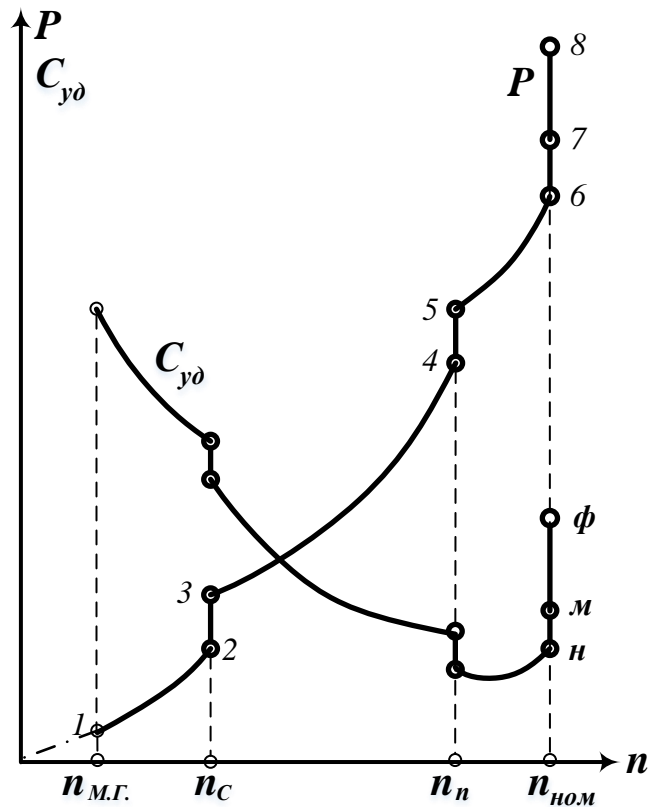


Рисунок 3. Дросельні характеристики ТРД з перепуском повітря і регульованим трипозиційним соплом

На режимі МГ до оборотів n_c площа мінімального перерізу сопла – максимальна і вікна перепуску повітря відкриті. При досягненні оборотів n_c встановлюється середня величина площини мінімального перерізу сопла. При цьому зменшується π_T^* і росте T_3^* , завдяки чому росте c_5 і P_{yd} , а витрата повітря знижується. В цілому тяга двигуна збільшується стрибком, а питома витрата палива знижується.

При подальшому збільшенні оборотів при постійної площині перерізу сопла тяга двигуна росте, а питома витрата палива знижується.

При досягненні деяких оборотів n_n автоматично зачиняються вікна компресора, вслід чого збільшується секундна вагова витрата повітря збільшується, завдяки чому збільшується тяга двигуна а питома витрата палива зменшується, це пов'язано зі пониженням температури газів перед і за турбіною, так як при відкритих вікнах перепуску на стискання повітря, що викидається в атмосферу, витрачається додаткова робота, яка отримується в результаті збільшення температури T_3^* .

На оборотах $n_{ном}$ сопло переводиться зі середнього в мінімальне положення. Тоді π_T^* зменшується, а температура T_3^* росте. Ріст T_3^* і степені розширення газу в

соплі із-за збільшення π_K^* і зменшення π_T^* веде к збільшенню тяги, питомої тяги і питомої витрати палива.

При включенні форсажної камери площа вихідного перерізу сопла збільшується до максимального значення. В результаті згорання додаткового палива температура газів перед соплом зростає і швидкість витікання газів з сопла також росте, вслід чого тяга, питома тяга збільшуються. Питома витрата палива збільшується.

4. Вплив атмосферних умов на тягу і питому витрату палива

Тяга і питома витрата палива ТРД змінюються в залежності від зміни атмосферного тиску і температури зовнішнього середовища. Характер зміни дросельних характеристик від атмосферних умов показано на графіках (рис. 4 а,б).

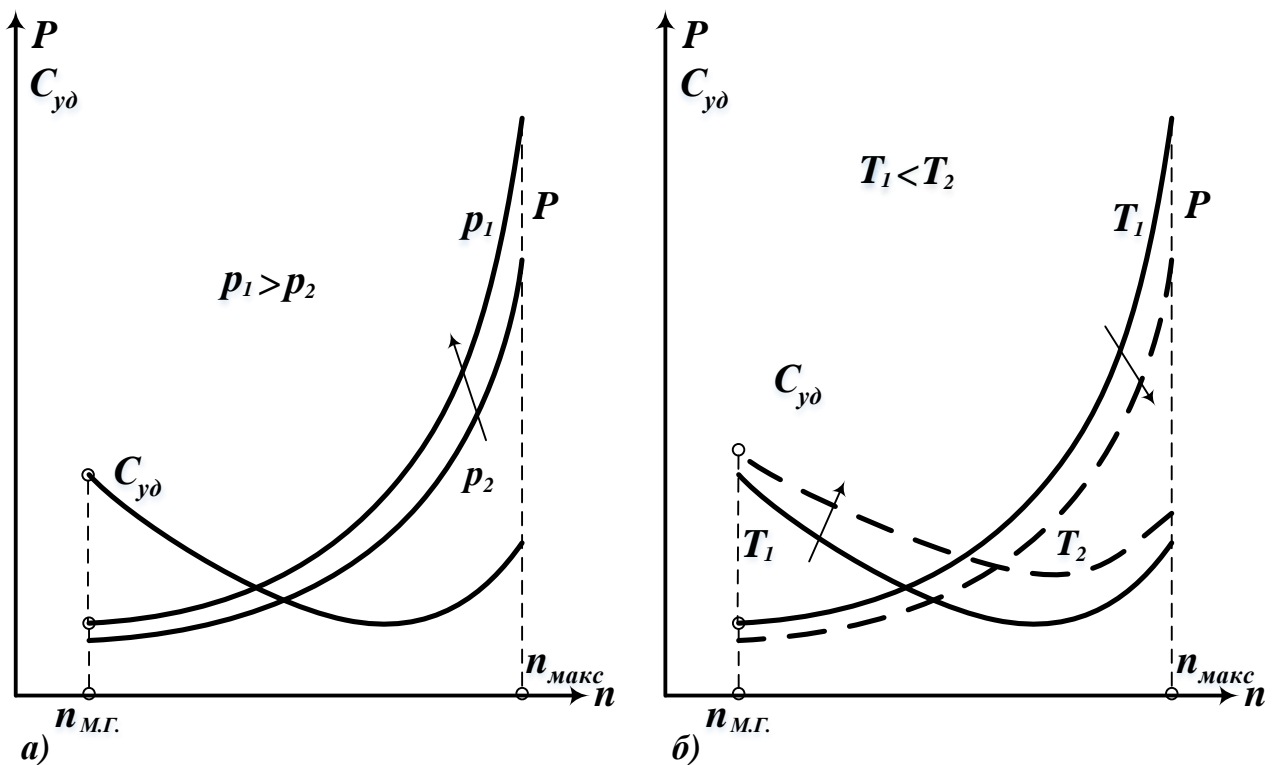


Рисунок 4. Залежність дросельних характеристик ТРД:
а) від атмосферного тиску; б) від температури середовища

1. При зміні атмосферного тиску степінь підвищення тиску повітря в компресорі і приведені обороти не змінюються. Тому режим роботи компресора також остається незмінним ($\pi_K^*, \eta_K^*, G_{B, np} \rightarrow const$). Отже, режим сумісної роботи елементів ТРД залишається незмінним. Питома витрата палива при зміні атмосферного тиску не змінюється. Але тяга двигуна змінюється прямо пропорційно атмосферному тиску (рис.4а).

2. Зміна температури атмосферного повітря веде передусім до зміни приведених оборотів $n_{прив} = n \sqrt{\frac{288}{T_H^*}}$. Також, при незмінній температурі газів перед турбіною T_3^* змінюється приведена температура $\Delta = \frac{T_3^*}{T_H^*}$.

Режим сумісної роботи елементів двигуна зміщується по робочій характеристики: при зменшенні T_H – в сторону збільшення $n_{прив}$, а при збільшенні T_H – в сторону їх зменшення.

Відповідно змінюються величини $\pi_K^*, \eta_K^*, G_{B.пр}, p_2^*, p_3^*$. Якщо прийняти $\pi_T^* = \text{const}$, то π_C буде змінюватися пропорційно π_K^* , а температура T_3^* буде постійною. При зменшенні T_H витрата повітря збільшується і тяга росте, при збільшенні T_H - навпаки.

Питома витрата палива зменшується при зменшенні температури вслід збільшення степені підвищення тиску в компресорі, завдяки кращому використанню тепла в двигуні.