

**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 газодинамічних двигунів»

за темою №3 – «Двоконтурні ТРД і турбогвинтові двигуни»

Лекція 16. «Характеристики двоконтурного 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 3. Двоконтурні ТРД

Лекція 16. Характеристики двоконтурного ТРД

1. Дросельні характеристики ДТРД

2. Швидкісні характеристики ДТРД

3. Висотні характеристики ДТРД

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

Характеристиками ДТРД називаються залежності сумарної тяги і питомої витрати палива від режиму роботи двигуна

1. Дросельні характеристики ДТРД

Дросельними характеристиками ДТРД називають залежності тяги і питомої витрати палива від число оборотів двигуна при постійній швидкості і висоті польоту і прийнятої програмі регулювання.

На рис.1 показано характер зміни відносно відносної тяги і відносної питомої витрати палива ДТРД з незмінною геометрією і без спалювання палива у другому контурі в залежності від числа оборотів ротора двигуна.

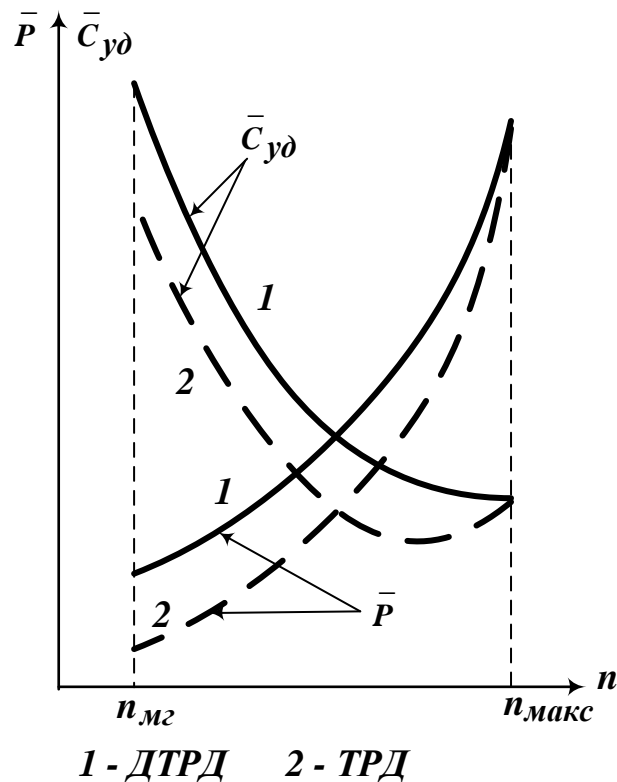


Рисунок 1. Дросельні характеристики ДТРД (в порівнянні з ТРД з такими ж параметрами робочого процесу)

Зі зменшенням числа оборотів сумарна тяга ДТРД падає менш інтенсивно, чим тяга ТРД — при зменшенні числа оборотів температура газів перед турбіною ДТРД знижується повільніше, чим перед турбіною звичайного ТРД.

Крива питомої витрати палива ДТРД не має характерного для ТРД мінімуму (якщо не використовується спеціальне регулювання). Завдяки цьому режим найкращої економічності ДТРД співпадає з режимом максимальної тяги. Це пояснюється тим, що при зменшенні оборотів ротору двигуна зменшується внутрішній к.к.д. циклу при менших, ніж у ТРД втратах з вихідною швидкістю (при більшому тяговому к.к.д.). Але, абсолютна питома витрата палива у ДТРД менше, ніж у ТРД.

2. Швидкісні характеристики ДТРД

Швидкісними характеристиками ДТРД називаються залежності тяги і питомої витрати палива від швидкості польоту при постійній висоті і прийнятій програмі регулювання.

В ДТРД із-за наявності другого контуру кількість можливих регулюючих органів більше, чим в одноконтурному ТРД.

Найпростішою програмою регулювання ДТРД з загальним вихідним соплом без спалювання палива в другому контурі є: $n = \text{const}$; $f_{кр.с\Sigma} = \text{const}$; $f_{кр.сII} = \text{const}$.

При наявності на двигуні двох регулюючих органів можливо здійснювати другу програму регулювання: $n = \text{const}$; $T_{3I} = \text{const}$; $f_{кр.сII} = \text{const}$.

У двигуна з додатковим спалюванням палива в другому контурі за рахунок зміни подання палива можливо регулювати температуру газів на виході з камери згорання другого контуру T_{3II} . У цьому випадку к умовам 1-й і 2-й програм регулювання додається ще одне: $T_{3II}^* = \text{const}$ або $T_{3II}^* = f(M_H, H)$.

На рис.2 приведені розрахункові залежності тяги ДТРД і ТРД від числа Маха (M_H).

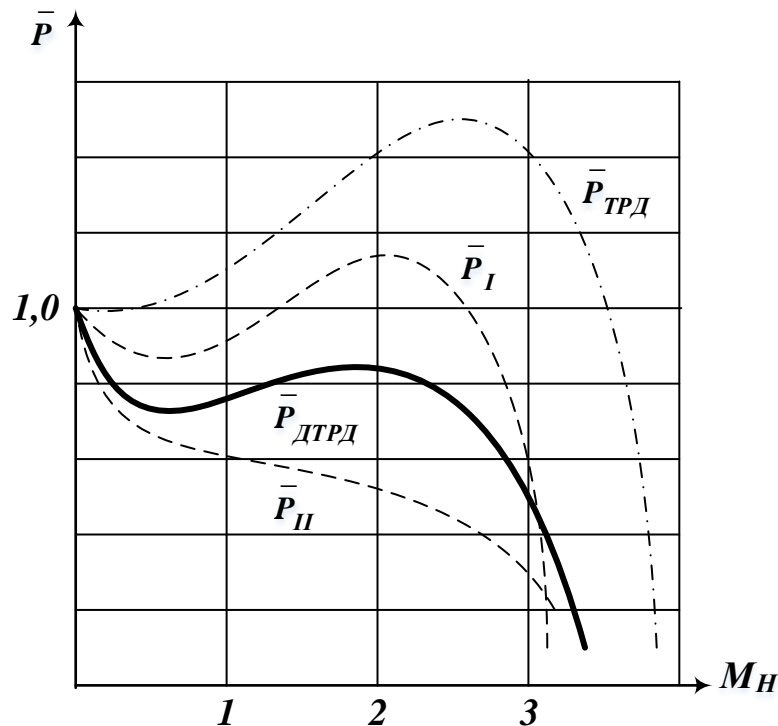


Рисунок 2. Залежності тяги ДТРД і ТРД від числа M_H польоту
 $(H = 11 \text{ км}; T_{3II}^* = 1200^\circ \text{ К}; y = 2; \pi_{кI}^* = 8; \pi_{кII}^* = 1,7; n = \text{const})$

Характер зміни тяги 1-го контуру ДТРД при зміні швидкості польоту приблизно такий же, як у одноконтурного ТРД, але підйом тяги при великих швидкостях польоту менш виражений і при менших величинах M_H max тяга стає рівною нулю.

Тяга 2-го контуру ДТРД зі збільшенням швидкості зменшується, поступово наближається до нуля. Це пояснюється тим, що зі збільшенням швидкості польоту

ступінь двоконтурності (y) і зменшується механічна енергія, що підводиться до повітря в другому контурі.

Крива сумарної тяги ДТРД по швидкості польоту (рис.2) також не має характерного для ТРД збільшення тяги на великих числах M_H , особливо при великих степенях двоконтурності.

На рис.3 наведені можливі залежності питомої витрати палива різних двигунів від числа M_H .

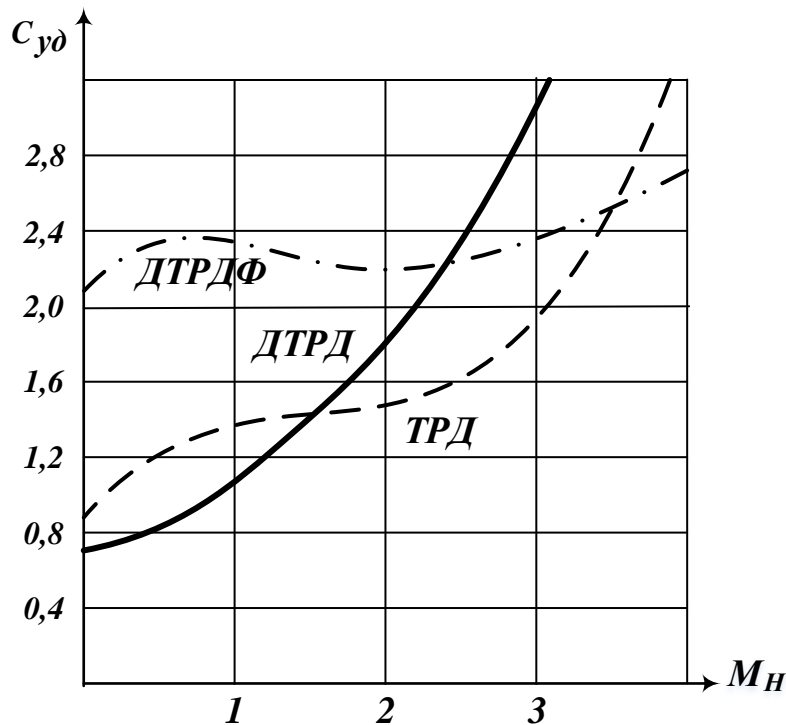


Рисунок 3. Залежності питомої витрати палива ДТРДФ, ДТРД і ТРД від числа M_H польоту ($H = 11 \text{ км}$; $T_{3H}^* = 1200^\circ \text{ K}$; $y = 2$; $\pi_{K_I}^* = 8$; $\pi_{K_H}^* = 1,7$; $n = \text{const}$)

З рисунку видно, що питома витрата палива ДТРД зі збільшенням числа M_H безперервно зростає, але в діапазоні $M_H = 0 \dots 1,5$ буде менше, ніж у ТРД. На більших числах M_H питома витрата у ДТРД буде більше, ніж у ТРД.

Спалювання палива у другому контурі при малих числах M_H збільшує питому витрату в порівнянні з ДТРД і ТРД, це пояснюється тим, що тиск повітря за компресором 2-го контуру нижче, чим у форсажної камері ТРДФ, а значить, ступінь перетворення тепла підведеного в другому контурі, буде менше.

На великих швидкостях польоту зростає ступінь підвищення тиску в другому контурі, тому питома витрата палива ДТРДФ з спалюванням палива в другому контурі буде менше, ніж у ТРД і ДТРД.

3. Висотні характеристики ДТРД

Висотними характеристиками ДТРД називаються залежності тяги і питомої витрати палива від висоти польоту при постійній швидкості польоту і прийнятій програмі регулювання.

Характер зміни тяги і питомої витрати палива по висоті польоту при програмі

регулювання $n = \text{const}; T_{3_l} = \text{const}; y = \text{const}$ показано на рис.4.

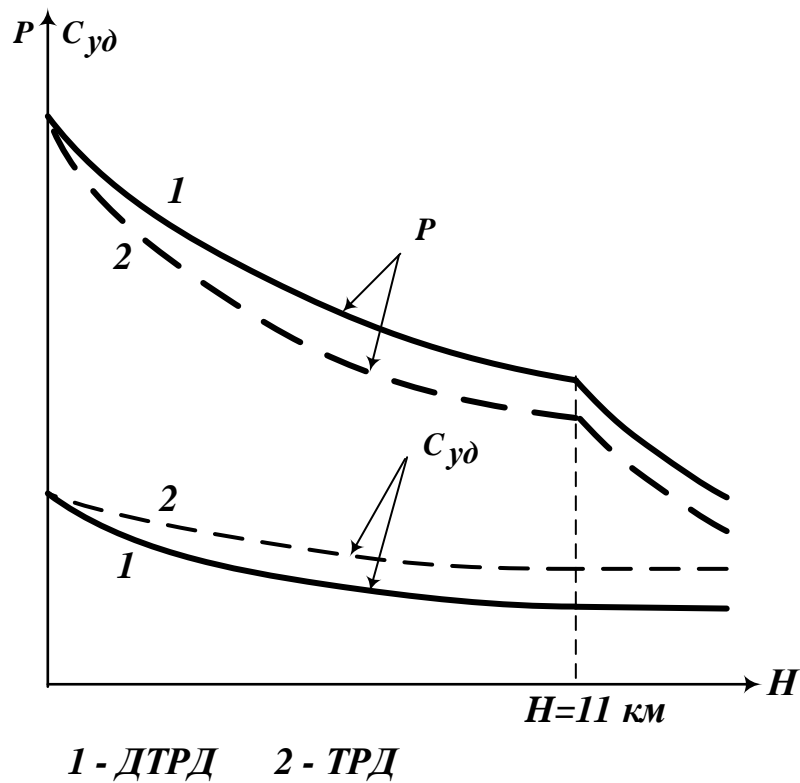


Рисунок 4. Висотні характеристики ДТРД

Характер зміни тяги і питомої витрати палива при зміні висоти польоту у ДТРД такий же, як у звичайного одноконтурного ТРД. Особливістю цих характеристик є більш повільне зниження тяги і значніше зниження питомої витрати палива ДТРД при підйомі на $H = 11$ км в порівнянні з ТРД.