

**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 теплових двигунів»

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

Лекція 12. «Термодинамічні основи регулювання ТРД»

Харків 2021

СХВАЛЕНО

СХВАЛЕНО

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

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 12. Термодинамічні основи регулювання ТРД

- 1. Експлуатаційні характеристики авіаційних двигунів*
- 2. Сумісна робота турбіни і компресора на сталих (рівноважних) режимах*
- 3. Програми регулювання двигунів*

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. Експлуатаційні характеристики авіаційних двигунів

Експлуатаційні характеристики авіаційних ГТД діляться на дросельні, швидкісні, висотні а також спеціальні.

Дросельні характеристики являють собою залежності основних параметрів двигуна (тяги, питомої витрати палива та інших) від його режимних параметрів (наприклад, від частоти обертання ротора двигуна).

Швидкісні і висотні характеристики двигуна показують зміну його основних параметрів в залежності від умов польоту (швидкості і висоти) при заданій програмі регулювання двигуна.

Дросельні, висотні і швидкісні характеристики двигуна повинні враховувати можливі фізичні обмеження, що виникають в роботі двигуна і обумовлюються:

- міцністю деталей і вузлів;
- появою гранично-допустимих температур газу;
- появою несталою режиму роботи;
- виникнення режимів газодинамічного «замикання» газоповітряного тракту двигуна;
- появою режимів автоколивань і вібрацій.

До спеціальних характеристик відносяться характеристики по рівню шуму, по запасу стійкості, по експлуатаційної надійності, ресурсу і техніко-економічні характеристики.

Характеристики двигуна отримують двома шляхами:

- експериментальним – методом випробування двигуна на стенді і в польоті за допомогою так званих літальних лабораторій;
- розрахунковим – з допомогою електронно-обчислювальних машин.

2. Сумісна робота турбіни і компресора на сталих (рівноважних) режимах

Всі елементи ТРД, роботу яких розглянути раніше, працюють сумісно. При цьому режими роботи елементів будуть визначатимуться їх сумісною роботою. При розгляді сумісної роботи передбачається, що основні параметри камери згорання:

коефіцієнт збереження повного тиску $\sigma_{к.з.} = \frac{P_3^*}{P_2^*}$ и коефіцієнт виділення

тепла $\xi_{к.з.} = \frac{(i_3^* - i_2^*)G_T}{G_T H_u}$ при зміні її режиму роботи залишаються постійними.

При сумісної роботі компресора і турбіни на сталих режимах виконуються умови:

1. Витрата повітря через компресор приблизно рівняється витраті газу через турбіну (рівняння витрати):

$$G_B \approx G_T \quad (1)$$

2. Число обертів компресора рівне числу обертів турбіни (рівняння рівності чисел обертів):

$$n_K = n_T \quad (2)$$

3. Рівняння балансу потужностей: потужність турбіни за вирахуванням витрат на рушення допоміжних агрегатів і подолання тертя в підшипниках, які враховуються механічним к.к.д., дорівнює потужності компресора:

$$N_K = N_T \cdot \eta_m \quad (3)$$

З рівнянь (1) и (3) слідує рівняння рівності робіт:

$$L_T = \frac{L_K}{\beta \eta_m} \quad (4)$$

де $\beta = \frac{G_T}{G_B} > 1$ - коефіцієнт відбору повітря на охолодження двигуна.

На сталому режимі витрата повітря через переріз f_1 , що дорівнює G_1 , повинен бути рівним витрату газу через критичний переріз 1-го соплового апарату турбіни G_{CA} :

$$G_1 = G_{CA} \quad (5)$$

Запишемо формулу (5) для визначення витрати в такому вигляді:

$$G = m \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} f q \quad (6)$$

де: $m = \sqrt{\frac{kg}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$, $m=0,396$ (для повітря);

p^*, T^* - відповідно повний тиск і повна температура в перерізі, що розглядається;
 f - площа перерізу;

$q = \frac{c \cdot \gamma}{a_{кр} \cdot \gamma_{кр}}$ - відносна щільність току, тобто відношення дійсної витрати газу через

одиницю площини даного перерізу до максимальної витрати газу через одиницю площини цього перерізу, який був би при критичних параметрах газу.

Тоді рівняння (5) можна записати в вигляді:

$$m_B \frac{p_1^*}{\sqrt{T_1^*}} f_1 q_1 = m_{CA} \frac{p_{CA}^*}{\sqrt{T_{CA}^*}} f_{CA} q_{CA} \quad (7)$$

В широкому діапазоні режимів роботи сучасних ТРД в мінімальному перерізі 1-го СА турбіни параметри газу виявляються критичними, тому $q_{CA}=1$.

Величина повного тиску p_{CA}^* зв'язана з повним тиском перед турбіною співвідношенням:

$$p_{CA}^* = p_3^* \sigma_{CA} \quad (8)$$

де $p_3^* = p_2^* \sigma_{к.з.} = p_1^* \pi_K^* \sigma_{к.з.}$ - повний тиск газу перед турбіною.

Тоді:

$$p_{CA}^* = p_1^* \pi_K^* \sigma_{к.з.} \sigma_{CA} \quad (9)$$

Використовуючи вираз (9) перетворимо вираз (7) до виду:

$$\pi_K^* = q_1 \sqrt{\frac{T_3^*}{T_1^*}} \cdot \frac{m_B f_1}{m_\Gamma f_{CA} \sigma_{CA} \sigma_{к.з.} q_{CA}} = q_1 \sqrt{\frac{T_3^*}{T_1^*}} \cdot A \quad (10)$$

$$\text{де } A = \frac{m_B f_1}{m_\Gamma f_{CA} \sigma_{CA} \sigma_{к.з.} q_{CA}} = \text{const}$$

маючи на увазі, що $T_1^* = T_H^*$; $T_{CA}^* = T_3^*$, отримаємо

$$\pi_K^* = \frac{p_2^*}{p_1^*} A q(\lambda_1) \sqrt{\frac{T_3^*}{T_H^*}} \cdot \beta = \frac{p_2^*}{p_1^*} A q(\lambda_1) \Delta \beta \quad (11)$$

$$\text{де } \Delta = \sqrt{\frac{T_3^*}{T_H^*}}$$

Рівняння (11) являє собою трансформоване рівняння витрати. На характеристиці компресора в координатах $\pi_K^*, q(\lambda_1)$ це рівняння для різних Δ сталих для даного двигуна зображується сімейством прямих ліній (рис.1).

Перетворюючи рівняння балансу робіт (4), отримуємо:

$$\frac{\pi_K^*}{\sqrt{\frac{\pi_K^{*0,286} - 1}{\eta_K^*}}} = A q(\lambda_1) \sqrt{0,8686 \frac{\beta}{\varepsilon_T^* \eta_T^*}} \quad (12)$$

Це рівняння називається **рівнянням лінії робочих режимів (ЛРР)**.

Типова характеристика компресора приведена на рисунки 1.

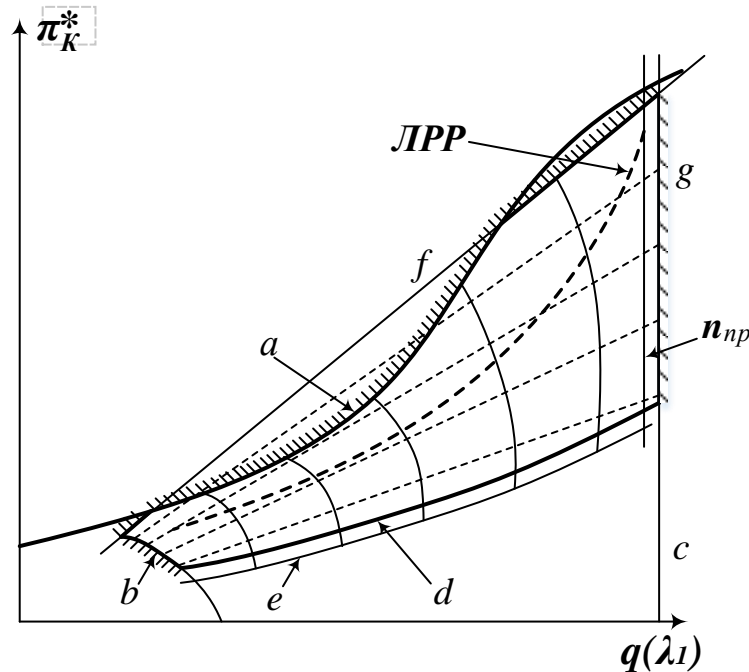


Рисунок 1. Типова характеристика компресора з нанесеними на неї лініями обмеження режимів роботи ТРД (ЛРР-лінія робочих режимів)

На рисунки 1 нанесені лінії обмеження робочих режимів:

- a) - границя сталої роботи компресора;
- b) - границя сталої роботи камери згорання (на обертах малого газу);
- c) - лінія газодинамічного «замикання» на вході в компресор; теоретично – при $q(\lambda_1)=1$, практично (з урахуванням звуження на вхідному каналі) – при $q(\lambda_1) \approx 0,8 \div 0,85$;
- d) - лінія «замикання» на виході з компресора; теоретично настає при $\lambda_{2a} \rightarrow 1$; $q(\lambda_{2a})=1$;
- e) - лінія «замикання» на виході з турбіни; теоретично – при $q(\lambda_{4a})=1$, практично (з урахуванням звуження в каналі за турбіною) – при $q(\lambda_{4a}) \approx 0,7 \div 0,75$;
- f) – лінія максимально допустимої температури газів перед турбіною;
- g) – лінія максимально допустимих обертів.

3. Програми регулювання двигунів

Програма регулювання ГТД – це закономірність зміни параметрів двигуна, що визначається положенням органів регулювання. Ця закономірність забезпечує найвигідне протікання характеристик двигуна.

Програма регулювання визначає перехід з одного режиму на другий зі зміною параметрів, що регулюються за певним законом.

Програма регулювання повинна забезпечити:

- можливість найбільш простого її виконання системою автоматичного регулювання;
- можливість більш повного використання двигуна по температурі газів перед сопловим апаратом турбіни і числу обертів ротора двигуна при гарантії його надійної роботи;
- безпомпажну роботу двигуна при значної зміні зовнішніх умов або при швидкому переході з одного режиму роботи до другого.

Розрізняють два основних типу програм регулювання однороторних і двороторних ТРД:

- програми регулювання, що не вимагають зміни геометрії проточної частини двигуна;
- програми регулювання, здійснення яких вимагають зміни геометрії проточної частини двигуна.

Регулювання однороторних ТРД

Розглянемо можливі програми регулювання однороторних ТРД. За один з регульованих параметрів приймають фізичне число оборотів n або приведене число

оборотів $n_{np} = n \sqrt{\frac{288}{T_1^*}}$, за другій – температуру газу перед сопловим апаратом,

тобто однією з основних програм є програма $n = \text{const}; T_3^* = \text{const}$.

На величину n впливають зміною витрати палива, а на величину T_3^* - зміною площини перерізу $f_{кр.с.}$ вихідного сопла.

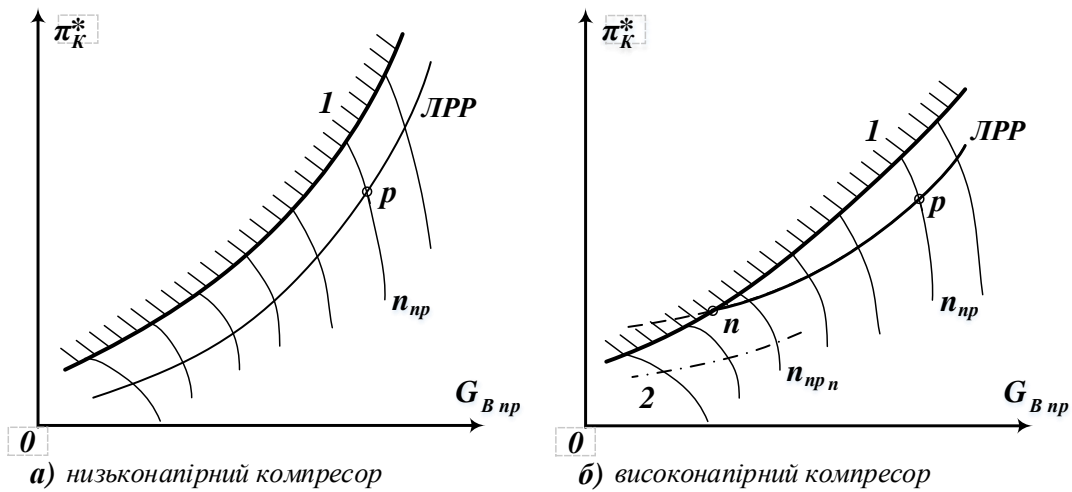


Рисунок 2. Робочі характеристики ТРД (1 – границя несталої роботи)

Робоча характеристика двигуна, який не має геометричного регулювання, при його роботі на постійній висоті і при польоті з постійною швидкістю показана на рис.2а. Для створення двигуна з хорошими питомими параметрами розрахункову точку «р» вибирають так, щоб π_K^* і η_K^* були високими. Тому розрахункова точка знаходиться близько до границі помпажу, особливо у виськонапірних компресорах, у яких границя помпажу проходить круто, а ЛРР – полого. Тому при деяких досить високих приведених оборотах в точці «п» робоча характеристика перетинає границю помпажу. Для відвертання помпажу необхідно геометричне регулювання. Якщо збільшити $f_{кр.с.}$, то π_T^* збільшиться, а температура T_3^* зменшиться, а ЛРР (2) пройде нижче (рис.2б).

Регулювання $f_{кр.с.}$ доцільно в деяких ТРД доцільне і в області максимальних оборотів. Якщо обороти максимально допустимі, а температура T_3^* нижче допустимою, то можна зменшити $f_{кр.с.}$. При цьому зменшиться π_T^* і зростає T_3^* . Тобто в таких випадках доцільно використовувати програму регулювання $n = const; f_{кр.с.}^* = const$.

Для отримання максимальної швидкості польоту, максимальної швидкопід'ємності і мінімальної довжини розбігу необхідно, щоб двигун на різних режимах створював максимальну тягу. Тому програма регулювання $n = const; T_3^* = const$ є однієї з основних програм регулювання.

Сталість оборотів можна підтримувати зміною π_T^* . Це можна здійснити при надкритичних перепадах тиску в соплі змінюючи $f_{кр.с.}$. Безперервне регулювання площини $f_{кр.с.}$ важко здійснити конструктивно, тому на практиці звичайно використовують програму $n = const; f_{кр.с.}^* = const$.