

**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 №1 – «Робочі процеси, діючі в основних вузлах ГТД»

Лекція 3 – «Вхідні пристрої (дифузори)»

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 1 Робочі процеси, діючі в основних вузлах ГТД

Лекція 3 Вхідні пристрої (дифузори)

- 1. Призначення, вимоги, типи, основні елементи*
- 2. Основні параметри ефективності дифузора*
- 3. Термодинамічні процеси в дозвукових дифузорах*
- 4. Робота дозвукового дифузора*
- 5. Особливості будови надзвукових дифузорів*
- 6. Особливості роботи надзвукових дифузорів*
- 7. Швидкісна ступінь підвищення тиску*

Рекомендована література

Основна

Допоміжна

1. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. – М. Машиностроение, 1969
2. 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. Призначення, вимоги, типи, основні елементи

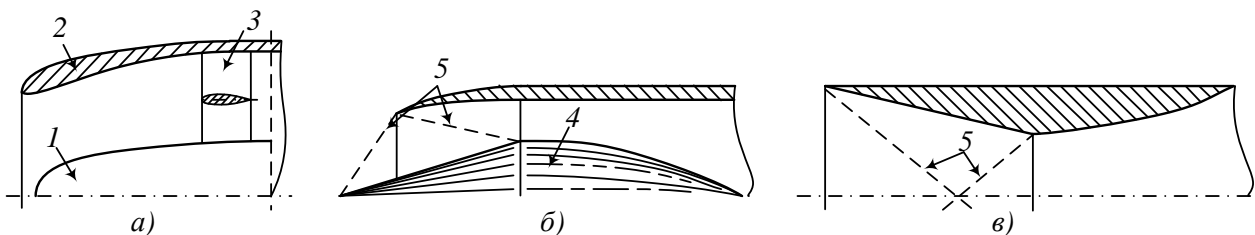
Вхідні облаштування (дифузори) ПРД призначені для ефективного стискування повітря за допомогою гальмування потоку (на надзвукових швидкостях ця функція є головною), що поступає в двигун.

Вхідні пристрої:

- повинні на усіх швидкостях і режиму польоту мати високу пропускну спроможність і забезпечувати на вході в компресор (у ТРД), або безпосередньо в камеру згорання (у ППРД) високу міру рівномірності полів швидкостей і тисків;
- мати можливо низькі гідравлічні і газодинамічні втрати в процесі перетворення енергії для відвертання зривних і помпажних режимів.

Основні вимоги, що пред'являються до дифузорів :

- малі втрати повного тиску на усіх режимах польоту;
- висока продуктивність;
- малий зовнішній опір;
- висока рівномірність полів швидкостей і тисків на вході в компресор або в камеру згорання;
- відсутність зривних і помпажних режимів роботи;
- мала вага, простота конструкції і регулювання. Основні типи дифузорів і їх елементи показані на рис.1:



Рисунки 1. Основні типи дифузорів : а) дозвуковий; б) надзвуковий з центральним тілом; в) надзвуковий з внутрішнім стискуванням

Основними елементами дозвукового дифузора являються:

- 1 - центральний обтічник;
- 2 - лобовий обтічник (обичайка);
- 3 - передня профільована силова стойка.

Надзвукові дифузори, як правило бувають двох типів: з центральним тілом (4) і з внутрішнім стискуванням. Надзвукові дифузори мають профільований вхідний канал, призначений створенню системи стрибків ущільнення (5). Різновидом дифузорів з центральним тілом є дифузори з клином. Сучасні надзвукові дифузори, як правило, мають перепускні вікна для відвертання зривних і помпажних режимів роботи.

2. Основні параметри ефективності дифузора

До основних параметрів ефективності дифузора відносяться: 1. Коефіцієнт падіння повного тиску дифузора, що характеризує газодинамічну і гідравлічну досконалість дифузора :

$$\sigma_D^* = \frac{p_1^*}{p_H^*} \quad (1)$$

Чим більше σ_D^* , тим вище тиск в газоповітряному тракті двигуна, тим більше повна тяга і менше питома витрата палива ПРД.

2. Коефіцієнт витрати повітря - характеризує продуктивність надзвукового дифузора, який є відношенням дійсної вагової витрати повітря через дифузор до максимально можливого :

$$\varphi_H = \frac{G}{G_{\max}} = \frac{V_H \gamma_H f_H}{V_H \gamma_H f_{BX}} = \frac{f_H}{f_{BX}} \leq 1 \quad (2)$$

3. Коефіцієнт лобового опору дифузора :

$$C_{X_{BX}} = \frac{X_{BX}}{\frac{\rho_H V_H^2}{2} S_{mid}} \quad (3)$$

де: X_{BX} - сила лобового опору вхідного пристрою;

S_{mid} - площа міделя вхідного пристрою;

ρ_H, V_H - щільність і швидкість необуреного потоку повітря.

Сила лобового опору вхідного пристрою складається з наступних складових:

$$X_{BX} = X_{доп} + X_p + X_{тр} + X_{дон} \quad (4)$$

$X_{доп}$ - додатковий опір, що створюється надмірними силами тиску, прикладених до межі вільного струменя між її перерізами, що відповідають необуреному потоку і перерізом на вході в двигун;

X_p - опір тиску на дозвукових швидкостях польоту і при безвідривному обтіканні зовнішньої поверхні дифузора. На надзвукових швидкостях польоту виникають скачки ущільнення збільшують тиск на зовнішній поверхні дифузора, створюючи опори тиску, який також прийнято називати *хвильовим*;

$X_{тр}$ - опір тертя, викликаний в'язким тертям зовнішнього потоку і поверхня гондоли двигуна;

$X_{дон}$ - "донний" опір, що виникає внаслідок розрідженням в кормовій частині гондоли двигуна.

3. Термодинамічні процеси в дозвукових дифузорах

Процес перетворення енергії на вході ТРД представлений на рис.2 в координатах $i - s$ для випадків: а) коли $V = 0$; б) коли $V > cI$.

Процес у вільному дозвуковому струмені зображена у вигляді ізоентропії 0 - 1'; процес усередині повітрязабірника зображено у вигляді безповоротної адіабати розширення 1' - 1 (із зростанням ентропії).

Рівняння енергії для перерізів 0 - 0 і 1 - 1 потоку на вході в ТРД:

$$i_0^* = i_0 + A \frac{V^2}{2g} = i_1^* = i_1 + A \frac{c_1^2}{2g} \quad (5)$$

тобто в процесах динамічного гальмування або розгону потоку, незалежно від наявності тертя і стрибків ущільнення, повна енергія 1 кг повітря залишається незмінною, залишається незмінною і повна температура газу : $T_0^* = T_1^*$.

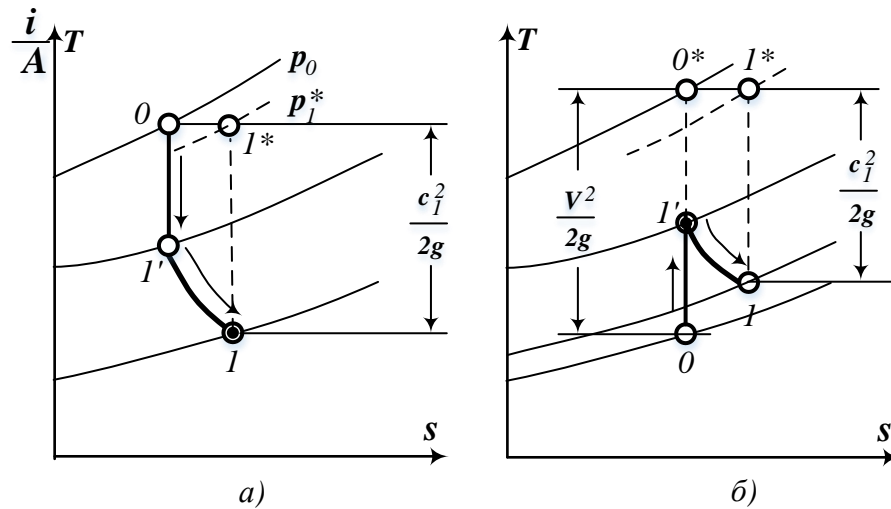


Рисунок 2. Процес перетворення енергії на вході в ТРД: а) на стенді ($V=0$); б) у польоті ($V=cI$)

Повний тиск, як впливає з порівняння загальмованих станів потоку в перерізах $0 - 0^*$ і $1 - 1^*$ знижується, тобто $p_1^* < p_0^*$.

Гідравлічна і газодинамічна досконалість процесу на вході ТРД оцінюється коефіцієнтом падіння повного тиску :

$$\sigma_D^* = \frac{p_1^*}{p_0^*} = \frac{p_1^*}{p_1'^*} \cdot \frac{p_1'^*}{p_0^*} = \sigma_{ex}^* \cdot \sigma_{ск}^* \quad (6)$$

де $p_1' = p_{ex}$;

σ_{ex}^* – коефіцієнт втрат повного тиску у вхідному пристрої; на розрахунковому режимі $\sigma_{ex}^* \approx 0,96 \div 0,985$;

$\sigma_{ск}^*$ – те ж, в системі стрибків при надзвуковому польоті;

σ_D^* – коефіцієнт втрат повного тиску в динамічному процесі стискування (розширення).

4. Робота дозвукового дифузора

При роботі двигуна з дозвуковим вхідним пристроєм параметри повітря змінюються як в каналі дифузора, так і перед входом в нього, за винятком випадку, коли . На рис.3 показані три можливих випадків роботи дозвукового пристрою.

При $V > c_0$ потік перед входом гальмується, площа поперечного перерізу струменя при цьому зростає від f_H до $f_0 = f_{ex}$. В процесі гальмування на ділянці $H - 1$ кінетична енергія зменшується, а потенційна енергія тиску (ентальпія) зростає, тому швидкість зменшується від V до c_0 , а температура і тиски зростають від T_H і p_H до T_0 і p_0 .

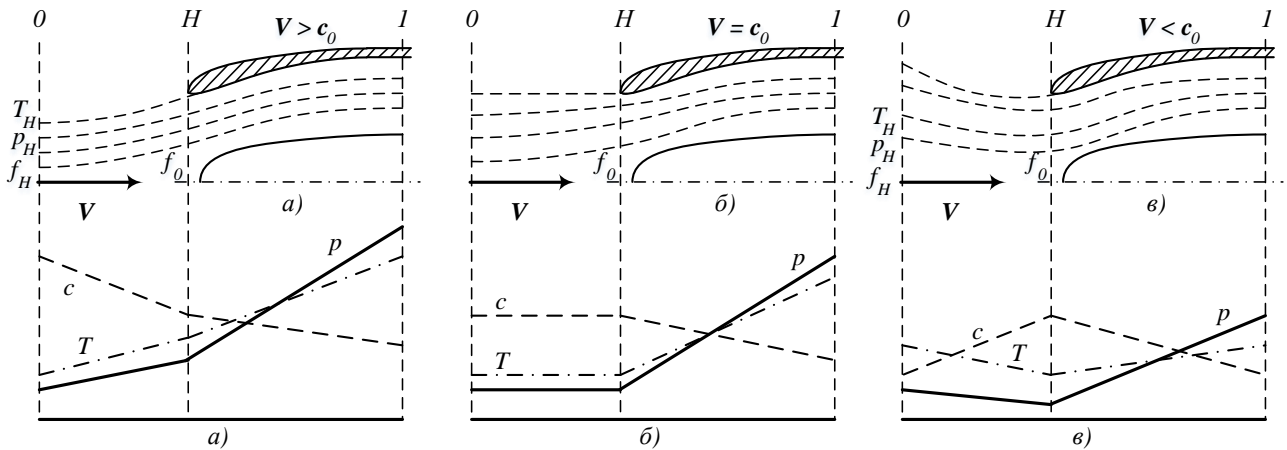


Рисунок 3. Можливі випадки роботи дозвукового входного облаштування ВРД :
а) $V > c_0$; б) $V = c_0$; в) $V < c_0$

При $V = c_0$ повітря входить в дифузор у вигляді циліндричного струменя, параметри повітря при цьому залишаються незмінними, а гальмування відбувається в каналі пристрою.

При $V < c_0$ струмінь до входу в дифузор звужується ($f_H > f_{ex}$). На ділянці $H-0$ тиск і температура і тиск зменшуються від T_H і p_H до T_0 і p_0 , а швидкість потоку зростає від V до c_0 .

5. Особливості будови надзвукових дифузорів

Розміри і форми надзвукових дифузорів забезпечують гальмування надзвукових потоків з відносно малими втратами повного тиску.

При $M_H \geq 1,6 - 1,7$ і більше, втрати тиску на скачці перед дозвуковим дифузором (крива 1 рис.4). Тому в цьому випадку виникає необхідність в надзвукових дифузорах щоб зменшити втрати тиску в скачках ущільнення. Втрати тиску в декількох скачках малої інтенсивності менше, ніж втрати повного тиску в одному сильному стрибку : як видно з рис.4, при $M_H = 2$, те при одному прямому стрибку $\sigma_{ск} = 0,72$, при одному косому і одному прямому стрибку $\sigma_{ск} = 0,88$, при двох косих і одному прямому $\sigma_{ск} = 0,94$. Таким чином, на підставі залежності $\sigma_{ск} = f(M_H)$ - рис.4., видно що при $M_H = 1,6 \div 2$ доцільно застосування двохстрибкового дифузору (один косий + один прямий), при $M_H = 2 \div 2,5$ - застосування трьохстрибкового дифузору (два косих + один прямий), при великих числах M_H потрібне застосування дифузорів з трьома і більшим числом косих стрибків.

Для створення необхідної системи стрибків можна використати профільоване тіло, висунене назустріч набігаючому потоку або застосовувати спеціальну профілізацію внутрішнього каналу.

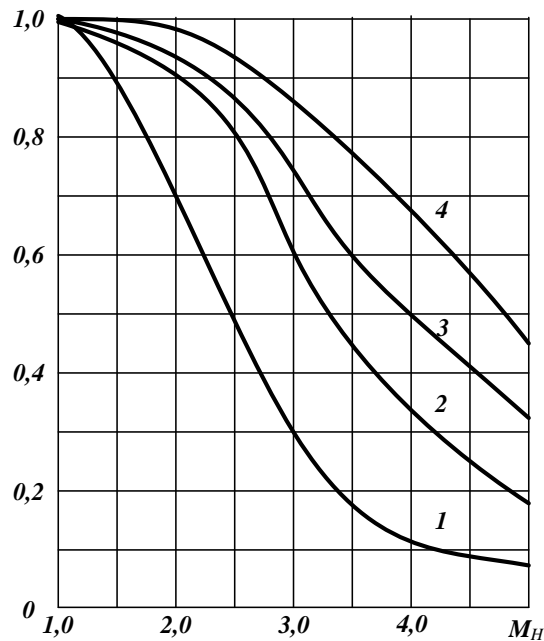


Рисунок 4. Залежність коефіцієнта збереження повного тиску у вхідному дифузори ПРД від числа M_H польоту.

1 - прямий стрибок; 2 - косий і прямий стрибок; 3 - два косих і прямий стрибок; 4 - три косих і прямий стрибок

Залежно від розташування стрибків ущільнення відносно площини входу дифузори діляться на наступні види:

- дифузори із зовнішнім стискуванням, скачки ущільнення розташовуються до входу в канал (рис. 5);
- дифузори зі змішаним стискуванням, скачки розташовуються як до входу в канал, так і в самому каналі (рис. 1б);
- дифузори з внутрішнім стискуванням, усі скачки ущільнення розташовуються усередині каналу (рис. 1в).

Найбільш широке застосування отримали дифузори з центральним тілом, вони добре працюють на нерозрахункових режимах, прості в регулюванні і надійні в експлуатації і не створюють особливих труднощів при запуску.

Для відвертання помпажа і срывного режиму роботи при запуску двигуна надзвукові дифузори обладналися протипомпажними стулками і стулками впускання повітря (рис.5).

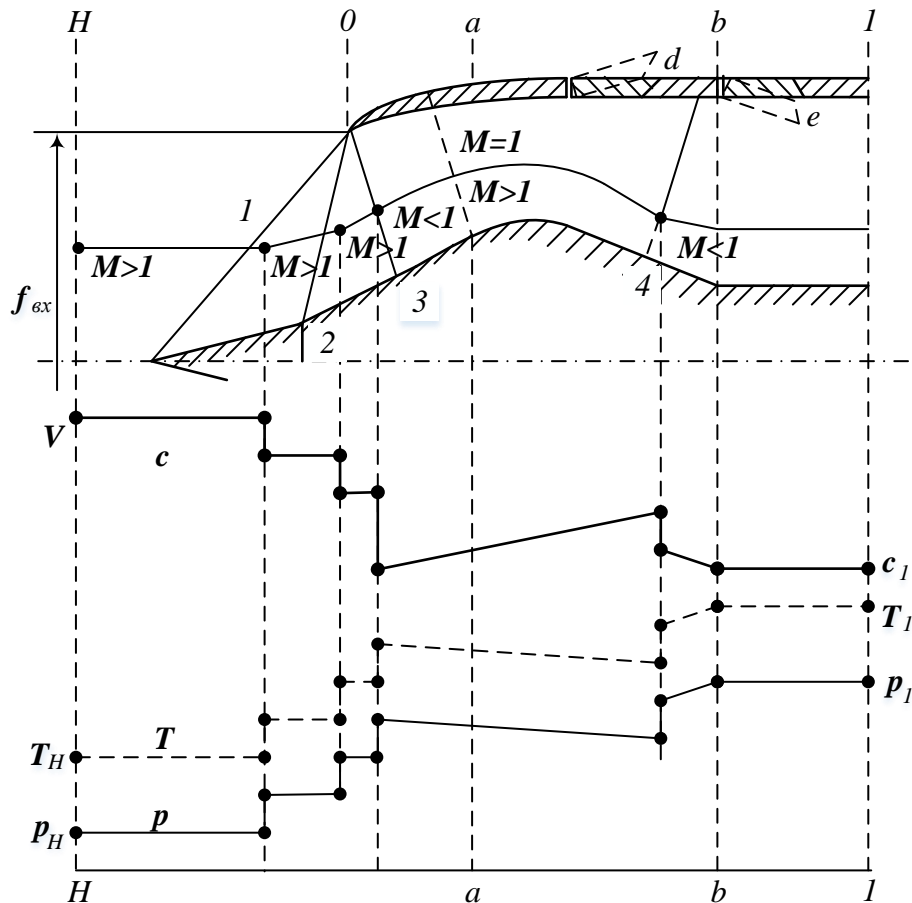


Рисунок 5. Схема надзвукового входного облаштування ТРД :
1, 2, 3, 4 - скачки ущільнення; d - протипомпажні стулки; e - стулки
впускання повітря

6. Особливості роботи надзвукових дифузорів

Робота надзвукового дифузора розраховується для деяких розрахункових значень числа оборотів n_p , числа M_{Hr} , температури T_H навколишньої атмосфери, кута атаки α літального апарату і висоти H польоту.

На рисунку 5 показаний трьохстрибковий дифузор, у якого при роботі на розрахунковому режимі кути ступінчастого конуса вибираються так, щоб косі скачки і замикаючий їх прямий стрибок перетиналися на передній гострій кромці повітрязабірника. Це необхідно для забезпечення максимально можливої витрати повітря при мінімальному зовнішньому опорі.

Максимально можливою витратою повітря називається така витрата, коли площа поперечного перерізу необуреного потоку (f_H) дорівнює площі входу ($f_{вх}$):

$$G_{в.макс} = f_H V \gamma_H = f_{вх} V \gamma_{вх} \quad (7)$$

Для підвищення стійкої роботи канал дифузора виконується що сужаюче-расширяючийся. Переріз a-a (рис.5), що відповідає мінімальній площі, називається горлом.

На 1-му і 2-му косих скачках ущільнення надзвукова швидкість зменшується, а тиск і температура збільшуються. При цьому за 2-м стрибком швидкість залишається надзвуковою. На прямому стрибку 3, що замикає цю систему,

надзвукова швидкість зменшується до величини, меншої чим місцева швидкість звуку. Тиск і температура при цьому зростають.

У частині дифузора, що звужується, на ділянці $0-a$, відбувається збільшення швидкості, досягаючи в горлі швидкості звуку, температура і тиск на цій ділянці зменшуються, а в горлі усі параметри досягають критичних значень.

У частині дифузора, що розширюється, відбувається подальше збільшення швидкості, зменшення тиску і температури до тих пір, поки в одному з перерізів цієї частини каналу не виникне стрибок ущільнення 4, після якого швидкість зменшується до швидкості, меншої швидкості звуку, а тиск і температура при цьому зростають.

Між горлом $a-a$ і стрибком 4 утворюється надзвукова зона течії повітря, що затримує обурення, забезпечуючи стійкість роботи двигуна. Чим більше розмірів надзвукової зони на розрахунковому режимі, тим більше запас стійкості дифузора, але при великих розмірах надзвукової зони стрибок 4 стає інтенсивнішим, втрати в ній збільшуються, а коефіцієнт σ_{ex} зменшується.

7. Швидкісна степінь підвищення тиску

Швидкісною мірою підвищення тиску називається відношення повного тиску на виході з дифузора до статичного тиску необуреного потоку :

$$\pi_{ск} = \frac{p_1^*}{p_H} \quad (8)$$

У ідеальному дифузорі (втрати відсутні) швидкісна міра підвищення тиску рівна:

$$\pi_{ск.ид} = \frac{p_H^*}{p_H} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (9)$$

Таким чином, швидкісна міра підвищення тиску в реальному вхідному пристрої рівна:

$$\pi_{ск} = \sigma_{ex} \pi_{ск.ид} \quad (10)$$

На заданій висоті зі збільшенням швидкості польоту за відсутності втрат $\pi_{ск.ид}$ зростає внаслідок збільшення кінетичної енергії набігаючого потоку, а при заданій швидкості зі збільшенням висоти польоту до 11 км $\pi_{ск.ид}$ зростає, а на висотах більше 11 км залишається постійною, оскільки при $H \leq 11$ км температура, а отже, M_H зменшується, а при $H > 11$ км залишається постійною.