

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

**Циклова комісія аеронавігації**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни

**ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ**

обов'язкових компонент

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**Аеронавігація**

272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 2- Основи кінематики і динаміки рідини і газів

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою Кременчуцького

Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 30.08.2023 № 7

льотного коледжу Харківського  
національного університету внутрішніх  
справ  
Протокол від 28.08.2023 № 1

## **ПОГОДЖЕНО**

Секцією Науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації, протокол від 28.08.2023  
№ 1

**Розробник:** викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст другої  
категорії Ємець В.В.

## **Рецензенти:**

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.
- 2 Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії енергозабезпечення та систем управління, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

## **ЛЕКЦІЯ 2.3: Рівняння стану і нерозривності потоку**

## **рідини і газу**

### **План лекції:**

- 1 Рівняння стану середовища і взаємозалежність фізичних параметрів потоку.
- 2 Рівняння нерозривності рухомого потоку. (Рівняння Л. Ейлера)

### **Рекомендована література:**

#### **Основна:**

1. Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
2. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина I, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.–402 с.: іл.
3. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за загальною редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
4. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
5. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
6. Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. -333 с.: іл.
7. Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.
8. Тягній В. Г., Ємець В. В., Основи аеродинаміки та динаміки польоту, частина I, Аерогідрогазодинаміка. Навчальний посібник, КЛК ХНУВС, 2022. – 384 с.

#### **Допоміжна:**

1. Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.

#### **Інформаційні ресурси**

Інформаційні ресурси в Інтернеті

<http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

### Технічні засоби

- 1 Багатофункціональний плазмовий телевізор.
- 2 Персональний комп'ютер.
- 3 Мультимедійний проектор.

### Наочні посібники

- 1 Опорний конспект лекцій.
- 2 Електронний конспект лекцій.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 8 Курс лекцій по дисципліні «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)»
- 9 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”.

### Текст лекції

## ЛЕКЦІЯ 2.3: РІВНЯННЯ СТАНУ І НЕРОЗРИВНОСТІ ПОТОКУ РІДИНИ І ГАЗУ

### План лекції:

#### 2.3.1 Рівняння стану середовища і взаємозалежність фізичних параметрів потоку

#### 2.3.2 Рівняння нерозривності потоку, що рухається (Рівняння Л. Ейлера)

#### 2.3.1 Рівняння стану потоку і взаємозалежність фізичних параметрів потоку

Стан газу, як робочого тіла, характеризується певними значеннями параметрів стану: тиском ( $p$ ), температурою ( $T$ ) і питомим об'ємом ( $w$ ) чи масової щільністю ( $\rho$ ).

Використовуючи основне рівняння молекулярно-кінетичної теорії газів можна встановити взаємозв'язок між параметрами ідеального газу в будь-якому термодинамічному стані.

Зміна хоча б одного із параметрів призводить до зміни інших параметрів.

В загальному вигляді зв'язок між термодинамічними параметрами може бути представлена залежністю:  $f(p, T, w, \rho) = 0$ .

Залежність, що зв'язує основні параметри стану ідеального газу називається рівнянням стану газу і має вигляд:

$$p \cdot w = R \cdot T, \text{ звідси}$$

$$\frac{p}{\rho} = R \cdot T, \text{ або } \rho \cdot w = 1$$

де

$p$  - тиск газу, Па;

$w$  - питомий об'єм, м<sup>3</sup>/кг;

$T$  - температура газу, °К;

$\rho$  - масова щільність, кг/м<sup>3</sup>;

$R = 287,14, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$  газова постійна, характеризує природу конкретного газу

і не залежить від параметрів його стану.

Рівняння отримано шляхом об'єднання окремих законів **Бойля-Маріотта** і **Гей-Люссака** до загального закону і воно отримало назву рівняння **Клайперона-Менделєєва**.

Для визначення стану ідеального газу досить знати тільки два його параметра ( $p$  і  $w$  або  $\rho$ ) або ( $p$  і  $T$ ) або ( $w, \rho$  і  $T$ ) третій параметр визначається з рівнянь:

$$T = \frac{p \cdot w}{R}; w = \frac{R \cdot T}{p}; p = \frac{R \cdot T}{w}; \rho = \frac{p}{R \cdot T}$$

Розв'язок рівняння спрощується, якщо один із параметрів стану газу зберігається постійним:

$$1 \text{ Для ізохоричного процесу: } W = \text{const}, p_2 = p_1 \cdot \frac{T_2}{T_1};$$

$$2 \text{ Для ізобарного процесу: } p = \text{const}, w_2 = w_1 \cdot \frac{T_2}{T_1};$$

$$3 \text{ Для ізотермічного процесу } T = \text{const}, p_2 = p_1 \cdot \frac{w_1}{w_2};$$

$$4 \text{ Для адіабатичного процесу } Q = 0; p_2 = p_1 \cdot \left( \frac{w_1}{w_2} \right)^k; w_2 = w_1 \cdot \left( \frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$T_2 = T_1 \cdot \left( \frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Найбільший інтерес представляє визначення параметра за двома іншими відомими параметрами, які можна визначити за допомогою певних інструментальних приладів.

Наприклад, При тиску  $p = 101320 \text{ Н/м}^2$ , температурі  $T = 288\text{С}$ , масова щільність повітря згідно рівняння стану буде дорівнює:

$$\rho = \frac{p}{RT} = \frac{101320}{287 \cdot 288} = 1,226 \text{ кг/м}^3$$

### 1 Задачі: 2.3.1:

- 1) У скільки разів зменшиться об'єм газу в циліндрі поршневого двигуна в процесі стискання, якщо перед стисканням тиск і температура рівнялися  $2,0 \text{ кгс/см}^2$  і  $+35^\circ\text{С}$ , а в кінці стискання тиск і температура рівнялися  $25 \text{ кгс/см}^2$  і  $+600^\circ\text{С}$ .
- 2) Визначити вагу повітря, що міститься в бортовому балоні гальмівної системи вертольоту, якщо об'єм балону рівняється  $6 \text{ л}$ , тиск в балоні рівняється  $190 \text{ кгс/см}^2$ , а температура  $+35^\circ\text{С}$ .

### 2.3.2 Рівняння нерозривності рухомого потоку (рівняння Л. Ейлера)

Рівняння нерозривності відображає умовне збереження маси рухомого потоку рідини або газу. Для виведення рівняння віртуально виділимо в потоці рідини або газу замкнутий об'єм у вигляді трубки потоку (рис 2.3.1):

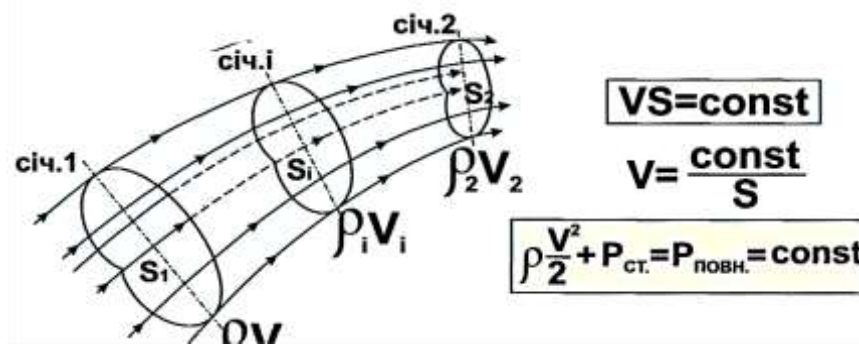


Рис 2.3.1 Схема трубки току рухомого повітряного потоку

Рівняння нерозривності виведено на підставі закону збереження матерії, установленого в 1748 р російським вченим М. В. Ломоносовим. Рівняння нерозривності було опубліковано Л. Ейлером в 1770 р. і є застосування закону збереження енергії до струмка газу.

Нехай в перерізі "1-1" площа  $S_1$ , параметри стану газу рівні  $p_1, \rho_1, V_1$ . За час  $1c$  через переріз проходить маса повітря.

$$m_1 = S_1 * V_1 * \rho_1$$

Через переріз "2-2" проходить за  $1c$  своя маса повітря.  $m_2 = S_2 * V_2 * \rho_2$ .

Так як через бічну поверхню трубки потоку повітря не просочується, то через будь-який переріз трубки за однаковий час проходить однакова маса повітря.

$$m_1 = m_i = m_2 \text{ или } S_1 * V_1 * \rho_1 = S_i * V_i * \rho_i = S_2 * V_2 * \rho_2 = \text{const}$$

Тоді для сталого руху рівняння має вигляд:

$$S * V * \rho = \text{const} (Q_m) - \text{масова витрата повітря}$$

$$\text{або } S = \frac{\text{const}}{\rho * V}$$

де

$\rho V$  — питома витрата газу,  $\text{кг/м}^2 * c$ ;

При невеликих швидкостях прямолінійного рівномірного руху повітря стисливістю  $\rho_1 = \rho_i = \rho_2 = \rho$  можна знехтувати, тоді рівняння прийме вигляд:

$$S_1 V_1 = S_i V_i = S_2 V_2 = SV = \text{const} (Q_w) - \text{об'ємна витрата повітря}$$

Фізичний сенс рівняння: при малих швидкостях руху повітря зменшення площі перерізу потоку викликає збільшення швидкості руху.

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{S_2}{S_1}, \text{ звідси } V_2 = V_1 \frac{S_1}{S_2}$$

З рівняння випливає, що при дозвуковій швидкості потоку швидкість руху газу в струйці обернено пропорційна площі поперечного перерізу, тобто при зменшенні площі поперечного перерізу струйки швидкість течії зростає, і навпаки.

У разі руху з великою дозвуковою, трансзвуковою і надзвуковою швидкістю, коли проявляється властивість стисливості, зміна швидкості залежить не тільки від

площі поперечного перерізу, але і від зміни масової щільності. Тоді вираз набуде вигляду:  $\rho = f(V)$

$$V_2 = V_1 \frac{\rho_1 * S_1}{\rho_2 * S_2}$$

При надзвуковій швидкості потоку внаслідок особливостей зміни фізичних характеристик щільність газу змінюється швидше, ніж швидкість течії. Тому для отримання надзвукової швидкості і її збільшення необхідно розширювати струйку, збільшувати площу її поперечного перерізу за певним законом. Безперервне збільшення швидкості потоку від дозвукової до надзвукової можливо лише в струмку, що має форму сопла Лаваля (рис 2.3.2).

При великих швидкостях потоку на стисливість повітря впливає не тільки швидкість потоку, а й швидкість звуку в потоці. Як критерій стисливості рухомого повітря використовується число Маха  $M = \frac{V}{a}$ . Чим більше швидкість потоку повітря тим більше його стисливість.

**Таким чином**, рівняння сталої витрати, будучи відповідним вираженням закону збереження матерії стосовно струмка газу, пов'язує між собою швидкість, масову густину і площу того поперечного перерізу струмка, в якому розглядаються ці характеристики.

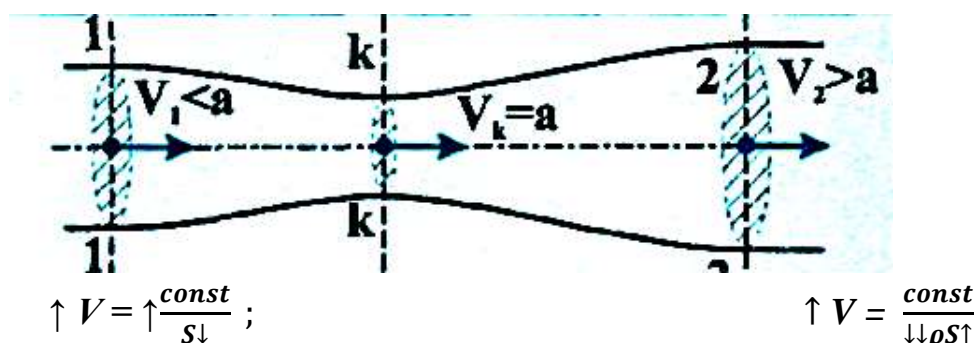


Рис 2.3.2 Схема течії потоку повітря в соплі Лаваля

## 2 Задачі: 2.3.2:

- 1) Визначити розмір швидкісного тиску, повний тиск і число Маха на висоті  $H = 4000 \text{ м}$ , при швидкості  $400 \text{ км/год}$ .
- 2) При обтіканні крила повітряним потоком площа струменю зменшилась у 2 рази. Визначити швидкість струменю і швидкісний тиск у найвузжому перерізі, якщо швидкість польоту літака рівняється  $480 \text{ км/год}$  на рівні земної поверхні.
- 3) Визначити, як зміниться розмір швидкісного тиску на елементи конструкції літака, який летить при швидкості  $V = 720 \text{ км/год}$ , при зміні висоти з  $H_1 = 2 \text{ км}$  до  $H_2 = 4000 \text{ м}$ .



- 4) Визначити, як зміниться швидкість і швидкісний тиск в струменях над і під профілем крила, якщо на висоті польоту  $H = 3000 \text{ м}$  при швидкості  $320 \text{ км/год}$  площа поперечного перерізу струменя перед профілем рівняється  $S = 50 \text{ см}^2$  і змінюється таким чином: над профілем зменшується на  $20 \%$ , а під профілем збільшується на  $40\%$ .