

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

**Циклова комісія аеронавігації**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни  
**ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ**  
**(Аерогідрогазодинаміка)**  
обов'язкових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти  
**Аеронавігація**  
272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 5- Основи теорії примежового шару

**Вінниця 2023**

### **ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 30.08.2023 № 7

### **СХВАЛЕНО**

Методичною радою Кременчуцького  
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:** професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач – методист, Тягній В. Г.

### **Рецензенти:**

1 Головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання» «АВІА», к.т.н., с.н.с., Зінченко В. П.

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 5.3: Особливості обтікання циліндра рідиною. Фізична сутність хвильового відриву**

### **План лекції:**

- 1 Особливості обтікання циліндра ідеальною і реальною рідиною
- 2 Поняття і види керування примежовим шаром
- 3 Фізична сутність хвильового відриву в примежовому шарі

### **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 плазманий 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 5.3: ОСОБЛИВОСТІ ОБТІКАННЯ ЦИЛІНДРА РІДИНОЮ. ФІЗИЧНА СУТНІСТЬ ХВИЛЬНОГО ВІДРИВУ

#### План лекції:

*5.3.1 Особливості обтікання циліндра ідеальною і реальною рідиною*

*5.3.2 Поняття і види керування примежовим шаром*

*5.3.3 Фізична сутність хвильового відриву в примежовому шарі*

#### 5.3.1 Особливості обтікання циліндра ідеальною і реальною рідиною

##### 5.3.1.1 Сутність парадоксу «Ейлера-Даламбера»

Розглянемо обтікання циліндра ідеальною рідиною (рис 5.3.1):

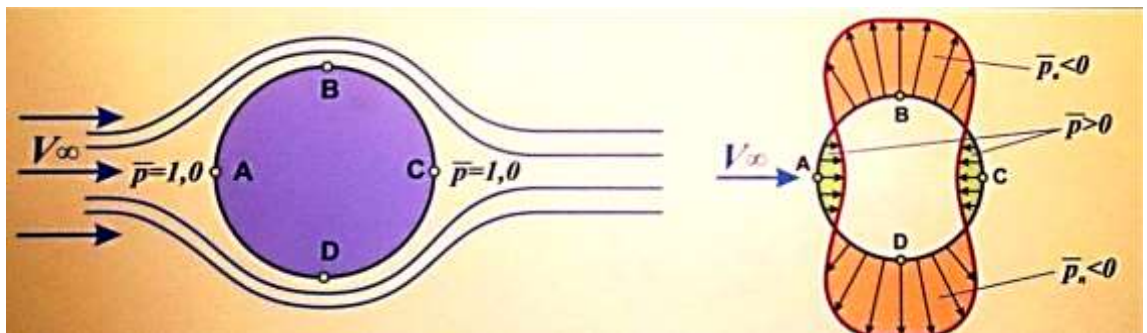


Рис 5.3.1 Схема обтікання циліндра ідеальною рідиною

При обтіканні циліндра ідеальною рідиною точки *A* і *C* є критичними, тиск в цих точках має максимальне значення, а коефіцієнт тиску дорівнює  $p = 1$ , сили тиску в цих точках рівні за величиною, але спрямовані в протилежні сторони. В точках *B* і *D* обтікання симетричне, виникає тиск розрідження однакового розміру, але направлена в різні сторони.

Внаслідок симетричного обтікання тиск на поверхні циліндра в характерних точках є однаковим і симетричним щодо вісей симетрії. Тому в нев'язкому середовищі циліндр не відчуває опору. В цьому і полягає парадокс «Ейлера-Даламбера».

### 5.3.1.2 Обтікання циліндра реальною рідиною (Рис 5.3.2 і 5.3.3):

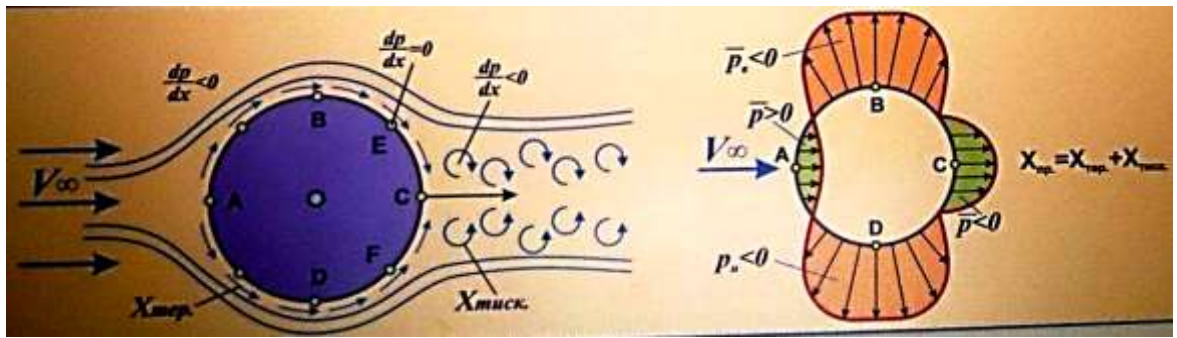


Рис 5.3.2 Схема обтікання циліндра реальною рідиною

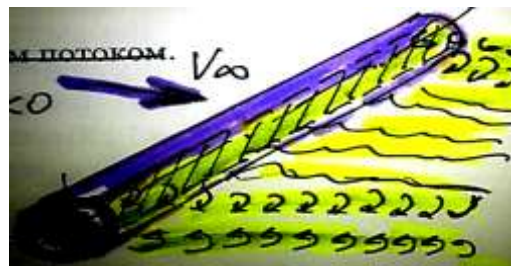


Рис 5.3.3 Схема зони відриву реальної рідин на циліндрі

При обтіканні циліндра в'язким потоком газу спостерігається наступне:

- по - перше, діє сила тертя по ковзній до поверхні циліндра;
- по - друге, виникає сила тиску обумовлена відривом потоку в критичних точках циліндра ( $m \cdot E$  і  $m \cdot F$ ).

Розглянемо рух газового потоку вздовж поверхні  $ABC$ , згідно епюри розподілу тиску на ділянці  $AB$  градієнт тиску  $\frac{\partial p}{\partial x} < 0$ , що сприяє беззривному обтіканню. На ділянці  $BC$  градієнт тиску стає позитивним  $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ , що сприяє відриву потоку від поверхні тіла. В деякій точці  $E$  потік відривається і тиск виявляється меншим ніж в  $m \cdot A$ . Тому, через різницю тиску в передній і кормовій частинах циліндра виникає опір визваний зоною розрідження.

Сумарна сила опору циліндра дорівнює сумі сил тертя і тиску.

$$X_{\Sigma} = X_{\text{тр}} + X_{\text{давл}}$$

Розмір ділянки зриву погано обтікаємих тіл і опорів за рахунок сил тиску залежить від числа Рейнольдса. Коефіцієнт лобового опору визначається за формулою:

$$C_{xa} = \frac{X_a}{\frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2}{2} \cdot S}$$

### 5.3.1.3 Сутність в'язкої кризи

При малих числах Рейнольдса коефіцієнт опору практично не залежить від числа Рейнольдса. Зі збільшенням швидкості потоку і числа Рейнольдса ламінарний режим течії переходить в турбулентний, що призводить до збільшення опору тертя і зменшення опору тиску розрідження (оскільки зменшується зона розрідження за циліндром), сумарний опір при цьому зменшується (рис 5.3.4 і 5.3.5).

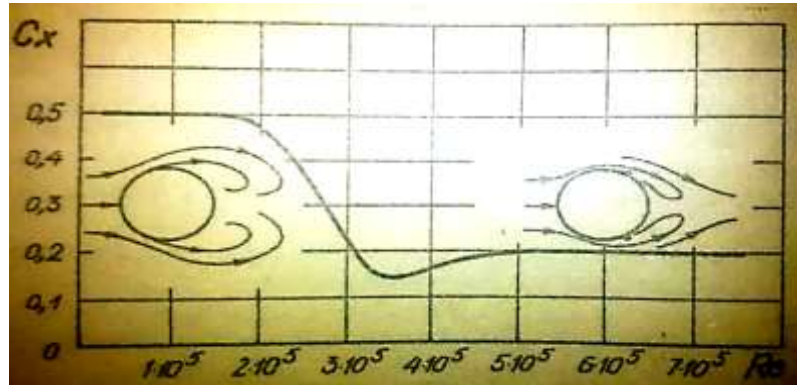


Рис 5.3.4 Графік залежності  $C_x = f(Re)$  при обтіканні циліндра потоком реальної рідини

При числі Рейнольдса  $Re > 2 \cdot 10^5$ ) коефіцієнт лобового опору різко зменшується. **Явище різкого зменшення коефіцієнта опору ( $\downarrow C_x$ ) при певних значеннях числа Рейнольдса, внаслідок перестройки газового потоку, називається в'язкою кризою.**

Середнє значення числа Рейнольдса ( $Re$ ) при якому відбувається різке зменшення коефіцієнта опору  $C_x$ , називається **критичним числом Рейнольдса**.

З дослідів випливає, що при ламінарному примежовому шарі відрив його від обтікаємого тіла розпочинається при невеликих градієнтах тиску, практично з початку кормової частині обтікаємого тіла.

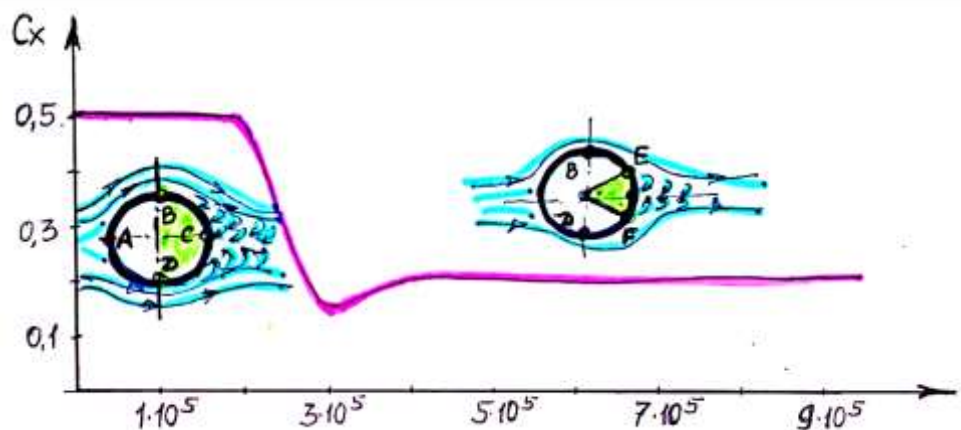


Рис 5.3.5 Схема виникнення в'язкої кризи

Зі збільшенням числа Рейнольдса ( $Re$ ) примежовий шар стає турбулентним і для його відриву від поверхні тіла необхідний значно більший градієнт тиску. Найбільший градієнт тиску буде в точках ближче до  $m.C$ . Це призводить до зменшення ділянки відриву. Після перестойки обтікання зі збільшенням числа Рейнольдса ( $Re$ ) ділянка відриву трохи збільшується ( $C_{xa} \uparrow$ ). Але все ж, сумарний опір при турбулентній течії при обтіканні циліндрів може бути меншим, ніж при ламінарній. Тому за певних умов обтікання погано обтікаємих тіл вигідно мати турбулентний примежовий шар.

### 5.3.2 Поняття і види керування примежовим шаром.

Відрив примежового шару виникає через інтенсивне гальмування потоку поблизу поверхні тіла силами тертя. Тому, якщо штучно збільшити швидкість течії поблизу поверхні обтікаємого тіла, то відриву можна уникнути.

Збільшення швидкості течії газу в примежовому шарі можна досягти **3-ма** способами (рис 5.2.9) .:

- здуву примежового шару за допомогою струменю, потік в якому видувається з великою швидкістю на поверхню обтікаємого тіла;
- відсмоктування загальмованого шару потоку в всередину обтікаємого тіла;
- видувом повітря через хвостову частину профілю - струйний руль.

Здув примежового шару викликає підведення додаткової кінетичної енергії до загальмованих частинок газу в примежовому шарі, при цьому збільшується швидкість течії частинок, зменшується тиск і усувається явище відриву потоку від поверхні профілю.

Відсмоктування примежового шару дає можливість відсмоктати частину загальмованого потоку, зменшити тиск і збільшити швидкість течії, що дозволить підтримувати беззривне обтікання до щілини відсмоктування при великих кутах атаки.

Видув струменя через хвостову щілину профілю викликає відсмоктування повітря з поверхні профілю і тим самим збільшує швидкість течії в нижніх слоях примежового шару і підвищує стійкість потоку до відриву від поверхні тіла.



Рис 5.3.6 Схема керування швидкістю течії в примежовому шарі.

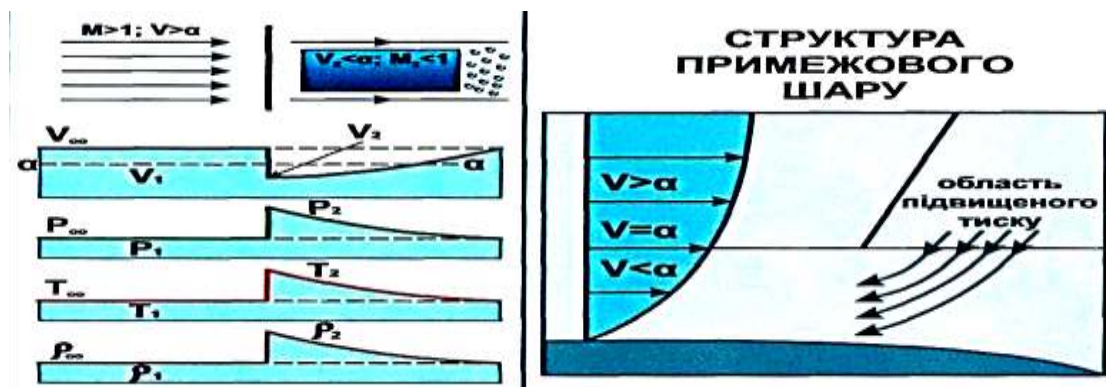
### 1 Задачі: 5.3.1:

- 1) Літак летить на висоті  $H = 8000 \text{ м}$ , яку швидкість буде показувати прилад показника швидкості і яка буде фактична повітряна швидкість, якщо повний тиск рівняється  $1,15 \cdot 10^5 \text{ Па}$ .
- 2) Визначити повний і швидкісний тиск потоку, що діє на літак в польоті на висоті  $5000 \text{ м}$ , при числі Маха  $0,9$ .
- 3) Визначити, як зміниться швидкісний тиск при польоті літака на висоті  $2000 \text{ м}$ , якщо число Маха рівняється  $0,75$ , а температура повітря змінюється від  $\text{мінус } 30^\circ \text{C}$  до  $+ 50^\circ \text{C}$ .

### 5.3.3 Фізична сутність хвильового відриву в примежовому шарі

Розглянемо обтікання профілю крила реальним потоком газу з великою, але дозвуковою швидкістю. Так як в носовій частині профілю струмки потоку звужуються, то площа поперечного перерізу зменшується, а це призводить до збільшення швидкості і зменшення тиску. У хвостовій частині профілю струмки розширюються, площа поперечного перерізу збільшується, то швидкість руху потоку зменшується, а тиск зростає (рис 5.3.7 і рис 5.3.8).

На верхній поверхні профілю крила на дозвукових швидкостях руху виникають зони в яких місцеві швидкості потоку досягають швидкості звуку (рис 5.3.7).



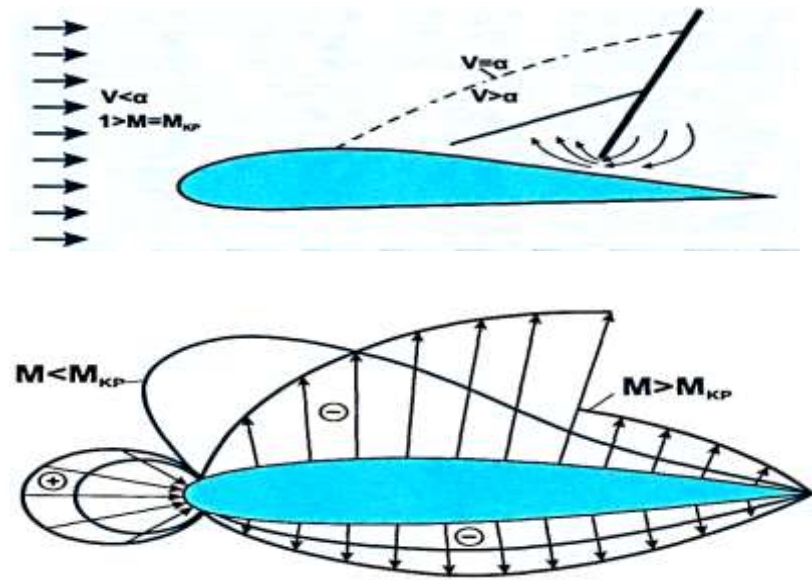


Рис 5.3.7 Схема зміни параметрів повітряного потоку на стрибку ущільнення в примежовому шарі



Рис 5.3.8 Схема виникнення хвильового відриву в примежовому шарі

Так як за профілем швидкість потоку знову стає дозвуковою, то гальмування надзвукового потоку відбувається на умовній поверхні сильно ущільненого фронту газу, який називається стрибком ущільнення. У примежовому шарі швидкості по його товщині змінюються від  $0$  до  $V_\delta$ , тому потік як би розділяється на дві частини: *зовнішню-надзвукову* і *внутрішню-дозвукову*, то біля поверхні профілю місцева швидкість не може досягти надзвукої величини. Тому зона надзвукових течій і стрибок ущільнення не може досягти поверхні тіла профілю. На стрибку ущільнення відбувається збільшення тиску  $p_1 > p$ . З огляду на різницю тисків перед стрибком і за ним, виникає зворотний потік газу в примежовому шарі назустріч основному набігаючому потоку. Цей зворотний потік відриває основний потік від поверхні профілю і виникає відрив потоку від поверхні профілю, який називається хвильовим зривом. При цьому відбувається як-би набухання

примежового шару, збільшується його товщина і виникає зовнішній випуклий кут, який обтікається надзвуковим потоком. Обтікання надзвуковим потоком випуклого кута призводить до утворення додаткового косого стрибка ущільнення.

**Таким чином, при великих дозвукових швидкостях течії через відрив потоку від поверхні профілю утворюється система двох стрибків ущільнення: косого та прямого стрибків. Таку систему стрибків прийнято називати  $\lambda$  - образним "стрибком ущільнення."**