

**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 6- Стрибки ущільнення і характеристики розширення в газовому середовищі»

**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 6.3: Особливості обтікання газовим потоком затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл**

### **План лекції:**

- 1 Обтікання затуплених і ступінчатих тіл надзвуковим потоком.
- 2 Фізична сутність звукового удару.

### **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 6.3: ОСОБЛИВОСТІ ОБТІКАННЯ ГАЗОВИМ ПОТОКОМ ЗАТУПЛЕНИХ І СТУПІНЧАСТИХ ЦИЛІНДРИЧНИХ І КОНІЧНИХ ТІЛ

#### План лекції:

**6.3.1 Обтікання затуплених і ступінчастих тіл надзвуковим потоком**

**6.3.2 Фізична сутність звукового удару**

**6.3.3 Особливості гіперзвукової течії газового потоку**

#### 6.3.1 Обтікання затуплених і спінчатих тіл надзвуковим потоком

##### 6.3.1.1 Фізична картина обтікання затуплених тіл

Особливістю надзвукового газового потоку є те, що за криволінійної ударною хвилею є зони дозвукових швидкостей течії між обтікаємим тілом і фронтом ударної хвилі (рис 6.3.1).

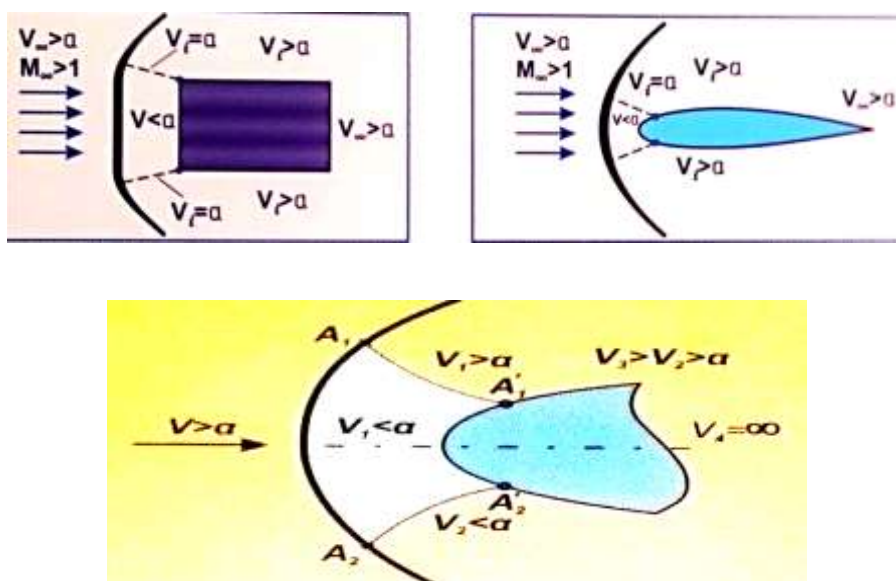


Рис 6.3.1 Схема обтікання надзвуковим потоком затупленого тіла

При великих кутах відхилення потоку (що характерно для затуплених тіл) утворюється відокремлена криволінійна ударна хвиля. У міру віддалення від центральної лінії потоку стрибок ущільнення стає слабкішим, кут нахилу його зменшується, швидкість за косим стрибком залишається надзвуковою. Зони надзвукової і дозвукової течії поділяються поверхнею на якій місцева швидкість течії дорівнює швидкості звуку.

### 6.3.1.2 Обтікання затуплених, ступінчатихи циліндричних і конічних тіл

При обтіканні надзвуковим потоком циліндричних частин з затупленою передньою кромкою утворюється відокремлена ударна хвиля і між тілом і ударною хвилею утворюються зони дозвукової, звукової і надзвукової течії (рис 6.3.2).

Поділ цих швидкісних зон здійснюється по лініях  $A_I-A_I^I$  і  $A_2-A_2^{II}$ . У  $m.1$  відбувається поворот потоку і течія здійснюється в як би розширюючому каналі, що супроводжується появою характеристик розширення, швидкість потоку на них збільшується.

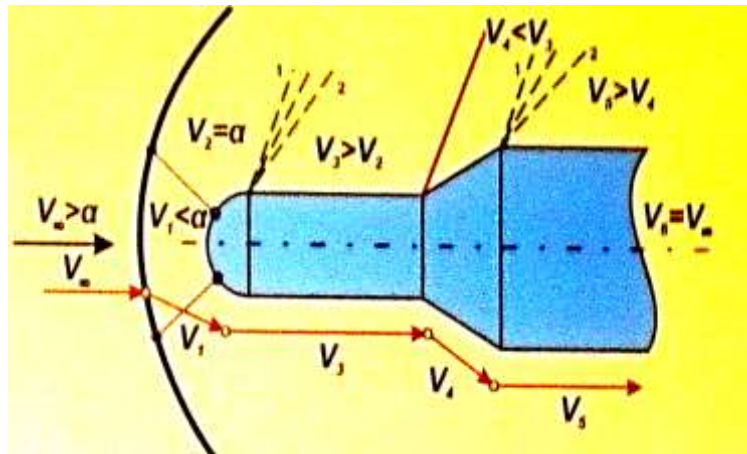


Рис 6.3.2 Схема обтікання надзвуковим потоком ступінчатих частин тіла

Далі в  $m.2$  (переходу тіла від циліндричної частини до конічної) виникає поворот потоку, що супроводжується стисканням потоку, і як наслідок, виникає конічний стрибок ущільнення, швидкість потоку залишається надзвуковою. Далі в  $m.3$  від конічної частини поверхність тіла переходить в циліндричну частину, що викликає розширення потоку, що в свою чергу призводить до виникнення розгалуженої картини характеристик розширення. В  $m.B$  місцевий надзвуковий потік стає рівним величині надзвукового незбуреного потоку.

### 6.3.2 Фізична сутність звукового удару

При польоті літака з надзвуковою швидкістю виникає складна картина стрибків ущільнення і характеристик розширення, які утворюються в різних точках фюзеляжу літака: в місцях зламу поверхні і від нерівностей поверхні ЛА (рис 6.3.3).

Перша ударна хвиля від носової частини фюзеляжу літака поширюється в незбуреному середовищі. Наступні ударні хвилі поширюються в умовах підвищеного тиску і високої температури. Тому швидкість їх поширення збільшується, стрибки наздоганяють попередні ударні хвилі і зливаються в одну потужну головну ударну хвилю.

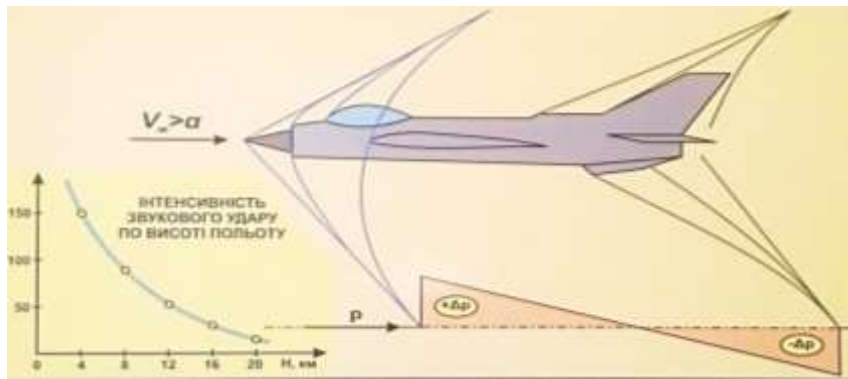


Рис 6.3.3 Схема виникнення носової і хвостової ударних хвиль

Зниження тиску в хвостовій частині літака викликає зменшення масової щільності і температури ( $\downarrow \rho$  і  $\downarrow T$ ), а отже це викликає зменшення швидкості поширення ударних хвиль. Тому проміжні хвилі відстають від хвиль, що виникають в області підвищеного тиску і потім зливаються в могутню хвостову ударну хвилю. Через стрибкоподібну зміну тиску  $\Delta p$  на головній ударній хвилі і на хвостовій ударній хвилі, виникає подвійний звуковий удар (хлопок). Чим довший фюзеляж літака, тим більше інтервал між першим і другим "хлопками", викликаними ударними хвилями.

Інтенсивність звукового удару, "хлопка", залежить від наступних факторів:

- висоти і швидкості польоту;
- маси, форми і розмірів літака;
- виду виконуемого літаком маневру

Інтенсивність "хлопка" в більшій мірі залежить від висоти польоту літака. Зазвичай польоти на надзвукових швидкостях польоту ( $V > a$ ) здійснюються в спеціальних зонах або обмежуються висотами польоту.

### 6.3.3 Особливості гіперзвукової течії газового потоку

#### 6.3.3.1 Поняття про гіперзвукову течію

Польоти літаків при числах  $M > 4$  умовно вважаються гіперзвуковими.

Теорія гіперзвукових течій пов'язана з деякими особливостями обтікання твердих тіл в порівнянні з поміркованими надзвуковими швидкостями:

- **аеродинамічними**, так як вони викликані необхідністю врахування в великій мірі стисливості повітря через великі числа Маха;
- **фізико-хімічними**, так як газовий потік на гіперзвукових швидкостях характеризується високими енергетичними можливостями.

**1 Аеродинамічні особливості** гіперзвукових швидкостей дозволяють:

- в одних випадках застосовувати спрощене рішення аеродинамічних задач, пов'язаних з взаємодією *ЛА* з газовим потоком при великих гіперзвукових швидкостях;
- в інших випадках до значного їх ускладнення, так як метод лінеаризації диференціальних рівнянь руху, які застосовуються при моделюванні поміркованих надзвукових течій, не застосовується для гіперзвукових течій.

**2 Фізико-хімічні ефекти** в гіперзвуковому потоці пов'язані з утворенням зон з високими температурами. Як правило вони виникають при переході гіперзвукового газового потоку через стрибки ущільнення, на яких кінетична енергія руху перетворюється в теплову. При цьому високі температури змінюють фізичні властивості газового середовища, а саме:

- так при температурі  $T = 2500^{\circ}K$  і помірних тисках починається дисоціація молекул кисню;
- при температурі  $T = 4000^{\circ}K$  відбувається дисоціація молекул азоту;
- при температурі  $T = 7000^{\circ}K$  відбувається іонізація атомів азоту і кисню, при подальшому збільшенні температури відбувається іонізація молекул азоту.

Питомі теплоємності при таких високих температурах стають не постійними величинами і не залежать від температури. Тому в дослідженнях не використовуються питомі теплоємності отримані при постійних об'ємі і тиску.

При гіперзвукових швидкостях неминучий сильний аеродинамічний нагрів обшивки *ЛА*. Тому максимальна швидкість польоту може обмежуватися не тільки за умов отримання максимальної підйомної сили, а й за умов максимально-допустимого кінетичного нагріву обшивки *ЛА*.

### **6.3.3.2 Особливості гіперзвукових течій**

Особливостями гіперзвукових течій є:

**1 Зі збільшенням числа Маха ( $\uparrow M \rightarrow \downarrow \beta$ )** - стрибки ущільнення наближаються до обтікаємої поверхні тіла, при цьому зменшуються області збурень між стрибком і тілом. Це призводить до взаємодії стрибка і примежового шару. Головний стрибок обмежує збільшення примежового шару. Це призводить до підвищення температури ( $\uparrow T$ ) і зменшення масової щільності ( $\downarrow \rho$ ) і як наслідок до збільшення товщини примежового шару ( $\uparrow \delta$ ). При цьому створюється ефект збільшення товщини обтікаемого тіла, що призводить до викривлення ударної хвилі і збільшення тиску ( $\uparrow p$ ).



**2 Малі зміни параметрів** руху обтікаємого тіла призводять до суттєвих змін параметрів газу ( $p, \rho, T, a$ ). При числі Маха  $M \gg a$ , збурені швидкості течії можуть бути одного порядку зі швидкістю звуку.

**3 Через високі температури** за головною ударною хвилею і в примежовому шарі можуть мати місце дисоціація і іонізація молекул газу, що призводить до зміни його термодинамічних властивостей.

Таким чином, при гіперзвукових течіях методи дослідження аеродинамічних характеристик застосовуваних при дозвукових і помірних надзвукових швидкостях течії газу стають непридатними.

При розгляді обтікання тіл під невеликим кутом атаки ( $\alpha$ ) рівняння руху можна спростити і отримати алгоритми наближеного визначення аеродинамічних характеристик  $LA$  при гіперзвукових швидкостях польоту.

Стиснення газового потоку проходить з утворенням стрибка ущільнення (рис 6.3.4):

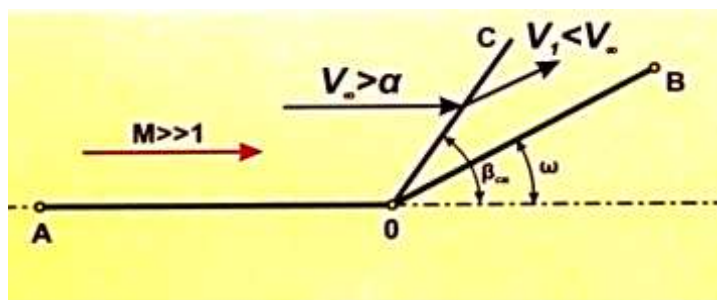


Рис 6.3.4 Схема виникнення стрибка ущільнення

При збільшенні швидкості течії кут нахилу стрибка ущільнення зменшується і він наближається до поверхні обтікаємого тіла ( $\uparrow M \rightarrow \downarrow \beta \rightarrow \omega$ )

$$\beta_{сж} = \frac{k+1}{4} \omega + \sqrt{\left(\frac{k+1}{4} \omega\right)^2 + \frac{1}{M^2}} \quad (1/M^2)$$

При течії з розширеннями потоку поворот і розгін надзвукового потоку відбувається на одній характеристиці  $OC \dots OC_1$  (рис 6.3.5):

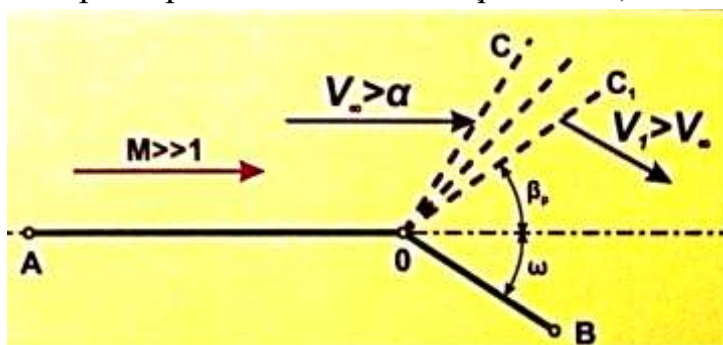


Рис 6.3.5 Схема виникнення характеристик розширення

$$\beta_p = -\frac{\kappa+1}{4}\omega + \sqrt{\left(\frac{\kappa+1}{4}\omega\right)^2 + \frac{1}{M^2}} \quad (1/M^2)$$

При збільшенні числа Маха:  $\uparrow M \rightarrow \infty$ ,  $\beta_{см} = \frac{\kappa+1}{2} \omega$ ;  $\beta_p = 0$ .

У цьому випадку коефіцієнт тиску буде дорівнювати значенню:

$$p = 2 \beta \omega$$

Тоді можна визначити відносну зміну тиску викликану зміною кута нахилу поверхні обтікаємого тіла:

$$\frac{p}{\omega^2} = \frac{\kappa+1}{2} \left\{ \sqrt{1 + \left[ \frac{4}{(\kappa+1) \cdot M \cdot \omega} \right]^2} \right\} + 1$$