

# **ЛЕКЦІЯ № 4**

з навчальної дисципліни

## **“Аеродинаміка та динаміка польоту літака”**

Змістовий модуль 2. **Аеродинамічні характеристики профілю крила.**

**Заняття 3.**

**Центр тиску та аеродинамічний фокус профілю.**

**Навчальна та виховна мета:** Здобути поняття про аеродинамічний фокус і центр тиску, визначити аеродинамічні характеристики профілю при різних швидкостях обтікання. Виховувати у курсантів навички самостійного аналізу аеродинамічних характеристик, відповідальність за отримання знань.

**Навчальні питання:**

**2.5. Центр тиску та аеродинамічний фокус профілю крила**

**2.6. Критичне число Маха. Вплив стисливості повітря на характеристики повітряного потоку**

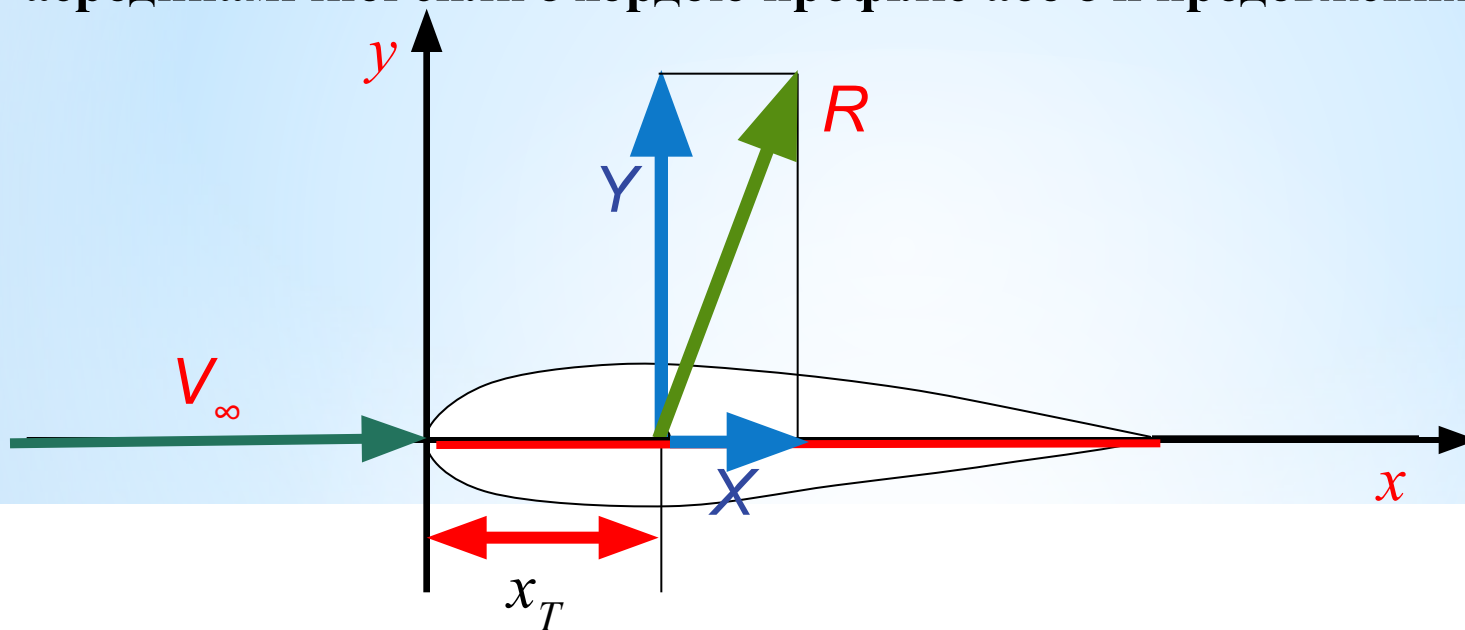
**2.7. Хвильовий опір профілю крила. Аеродинамічні характеристики профілю крила при надзвуковому обтіканні**

**Навчальна література:**

Аэродинамика ЛА и гидравлика их систем / под ред. Ништа М. И. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е .Жуковского, 1981.– с.220... 237

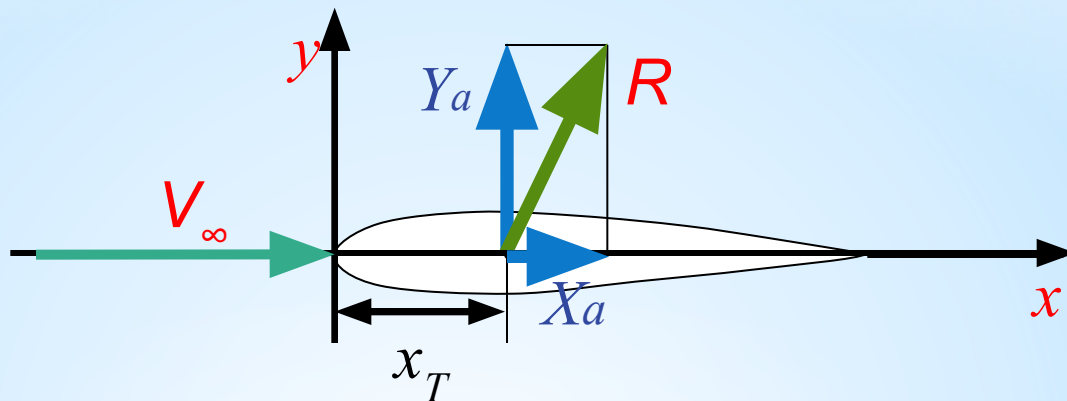
## 2.5. ЦЕНТР ТИСКУ ТА АЕРОДИНАМІЧНИЙ ФОКУС ПРОФІЛЮ КРИЛА

**Центр тиску** – це точка перетину лінії дії повної аеродинамічної сили з хордою профілю або з її продовженням.



Відстань від носіку профілю до центру тиску профілю позначають  $x_T$  і називають **координатою центру тиску**. Координата центру тиску виражається в долях хорди профілю (для зручності розрахунків вводиться безрозмірна координата

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$$



Для визначення координати центра тиску розглянемо момент відносно носка профілю:

$$M_z = Y_a \cdot x_T = C_{y_a} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S x_T$$

З іншого боку:

$$M_z = m_z \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S b \quad \longrightarrow \quad \cancel{m_z} \frac{\cancel{\rho_\infty} \cancel{V_\infty^2}}{2} \cancel{S} b = C_{y_a} \frac{\cancel{\rho_\infty} \cancel{V_\infty^2}}{2} \cancel{S} x_T$$

$$\frac{C_{y_a} x_T = m_z b}{b}$$

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$$

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b} = -\frac{m_z}{C_{y_a}}$$

**Положення центра тиску змінюється залежно від величини кута атаки внаслідок того, що коефіцієнти підйомної сили та моменту тангажа також залежать від кута атаки.**

$$\bar{x}_T = -\frac{m_z}{C_{y_a}}$$

З формули видно, при  $C_{y_a} = 0$  центр тиску прагне до нескінченності, тому цю точку не завжди доцільно використовувати при розрахунках аеродинамічних характеристик.

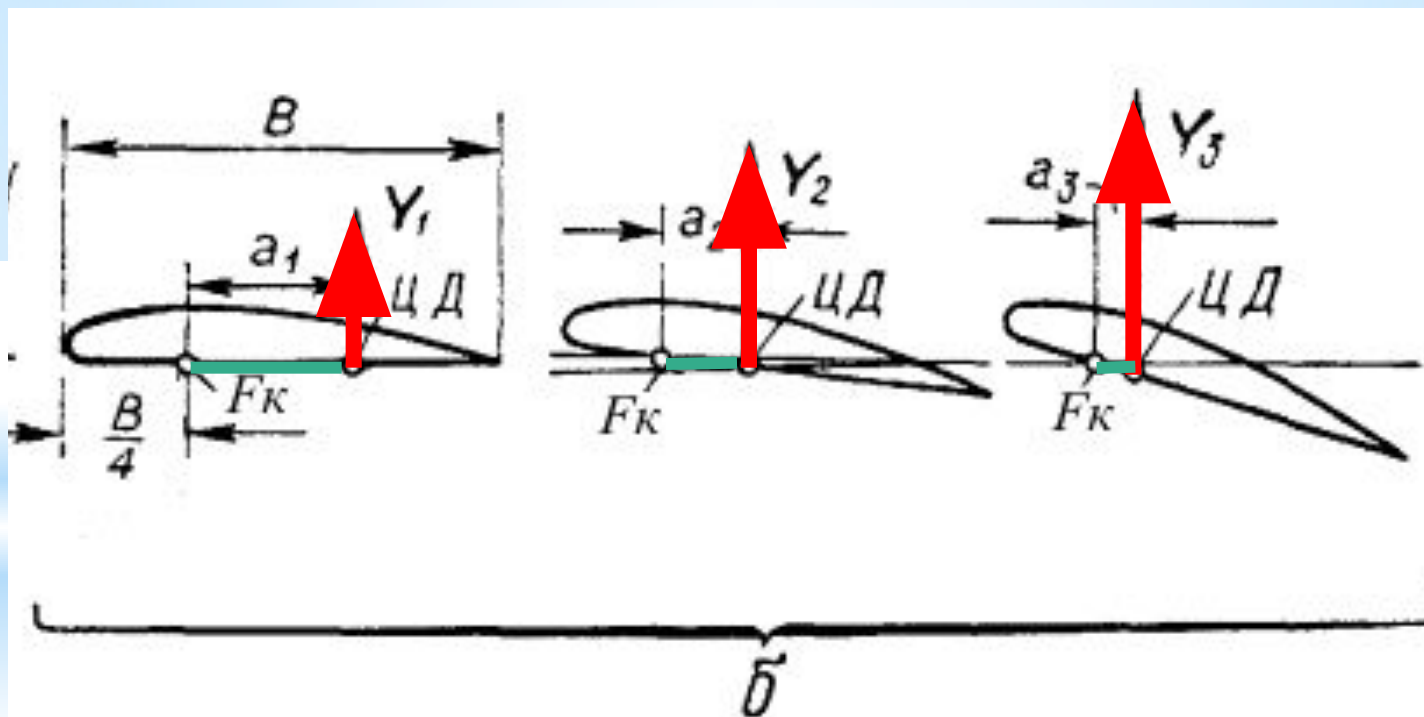
Існує інша точка на профілі, яку зручніше використовувати при визначенні моментних характеристик.

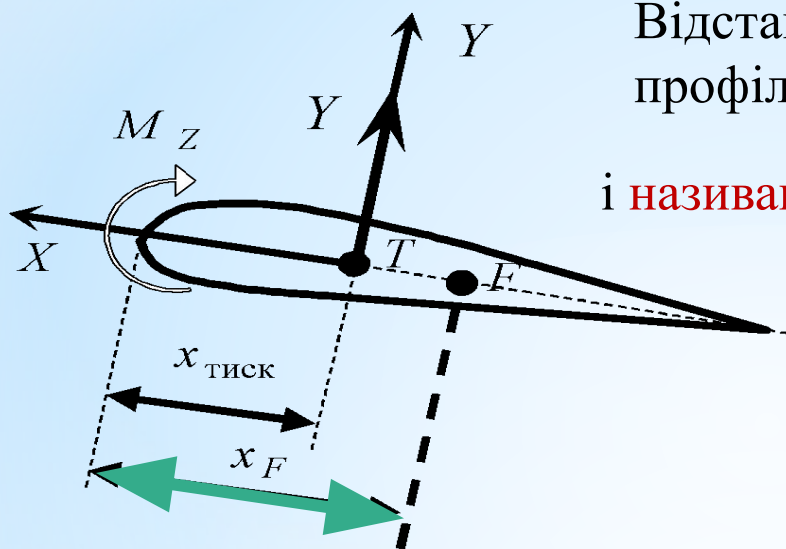
*Аеродинамічний фокус* – це точка на хорді профілю, в якій прикладено прирощення підйомної сили при малому зміні кута атаки

Існує також друге визначення фокусу.

*Аеродинамічний фокус* – це точка на хорді профілю, відносно якої момент не змінюється зі зміною кута атаки і дорівнює моменту

$$m_{z_0} = m_z^\alpha \alpha_0$$





Відстань від носика профілю до фокуса профілю позначають  $x_F$

і називають координатою фокусу.

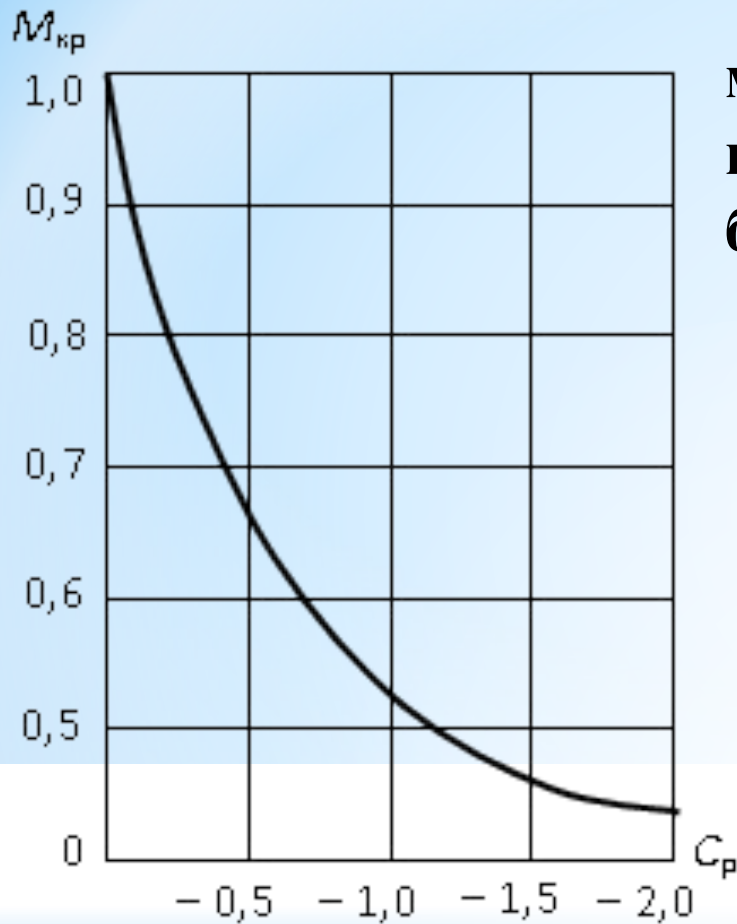
Координата  
фокуса

## 2.6. КРИТИЧНЕ ЧИСЛО МАХА. ВПЛИВ СТИСЛИВОСТІ ПОВІТРЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВІТРЯНОГО ПОТОКУ

**Критичне число  $M$**  – це число  $M$  незбуреного потоку, при якому біля поверхні крила вперше місцева швидкість стає рівною місцевій швидкості звуку його позначають  $M_{кр}$

**Оскільки у дозвуковому потоці максимальна місцева швидкість завжди буде у точці найбільшого підтискання струминок, де спостерігається мінімальний коефіцієнт тиску, то, очевидно, місцева звукова швидкість вперше буде досягнута у точці мінімального тиску. При цьому, чим більша абсолютна величина коефіцієнта тиску, тим швидше (тобто при менших числах  $M_{кр}$ ), місцева швидкість потоку зрівняється з швидкістю звуку.**

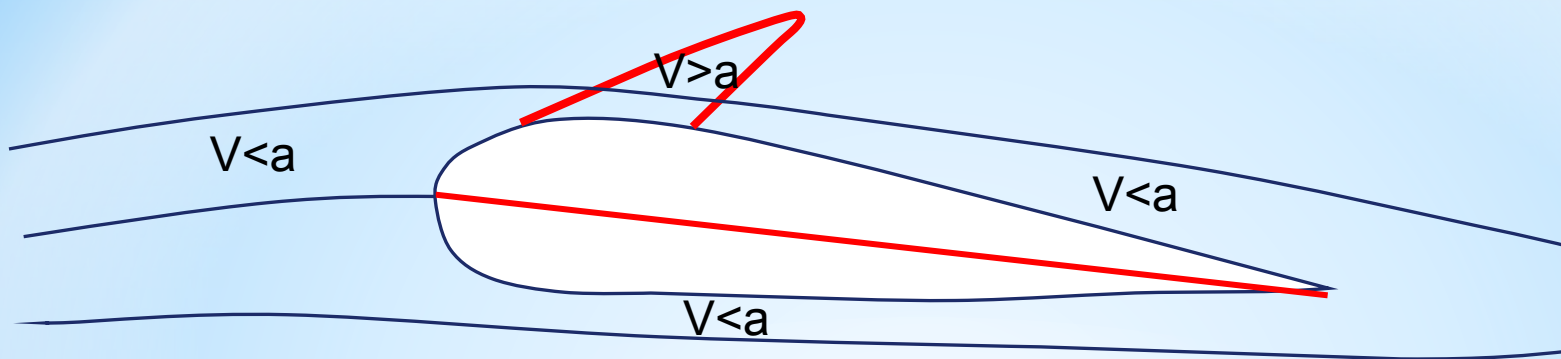




**між критичним числом  $M_{кр}$  і коефіцієнтом тиску існує безпосередній зв'язок**

**Величина мінімального коефіцієнта тиску залежить від геометричних параметрів крила і від кута атаки, тому і  $M_{кр}$  також залежить від геометрії профілю, форми крила і кута атаки.**

Рис. 2.12. Крива Хрістіановича



**Розглянемо симетричний профіль під невеликим кутом атаки на великих дозвукових швидкостях. Профіль крила має певну товщину і деформує потік, тому в деякій області проходить підтискання струминок і місцева швидкість течії стає більшою швидкості незбуреного потоку**

**При збільшенні числа  $M$  до  $M_{кр}$  в одній із точок поверхні місцеві швидкості стають рівними місцевому значенню швидкості звуку і при подальшому збільшенні числа  $M$  в деякій області швидкості стануть надзвуковими**

**Створюється зона надзвукових швидкостей. Так як швидкість течії газів за профілем повинна бути рівна швидкості незбуреного потоку і мати дозвукове значення, то газ, який проходить через надзвукову зону, повинен гальмуватись від надзвукового до звукового значення швидкості. Таке гальмування можливе тільки на стрибку ущільнення і надзвукова зона закінчується стрибком ущільнення. Ці особливості призводять до значних змін аеродинамічних характеристик крила**

**Стрибки ущільнення, які з'являються призводять до різкої зміни параметрів газу, у результаті чого частина кінетичної енергії потоку під час стрибків переходить у теплову і при цьому має місце інтенсивне вихроутворення за стрибком. Ці витрати енергії викликають додатковий опір, який називається хвильовим ( $C_{x_{BO}}$ )**

**За своєю природою – це опір тиску.**

**Залежність коефіцієнту аеродинамічного опору від числа Маха для профілю з відносною товщиною 9% при нульовім куті атаки наведена на рис.2.14, де виділені складові коефіцієнта лобового опору.**

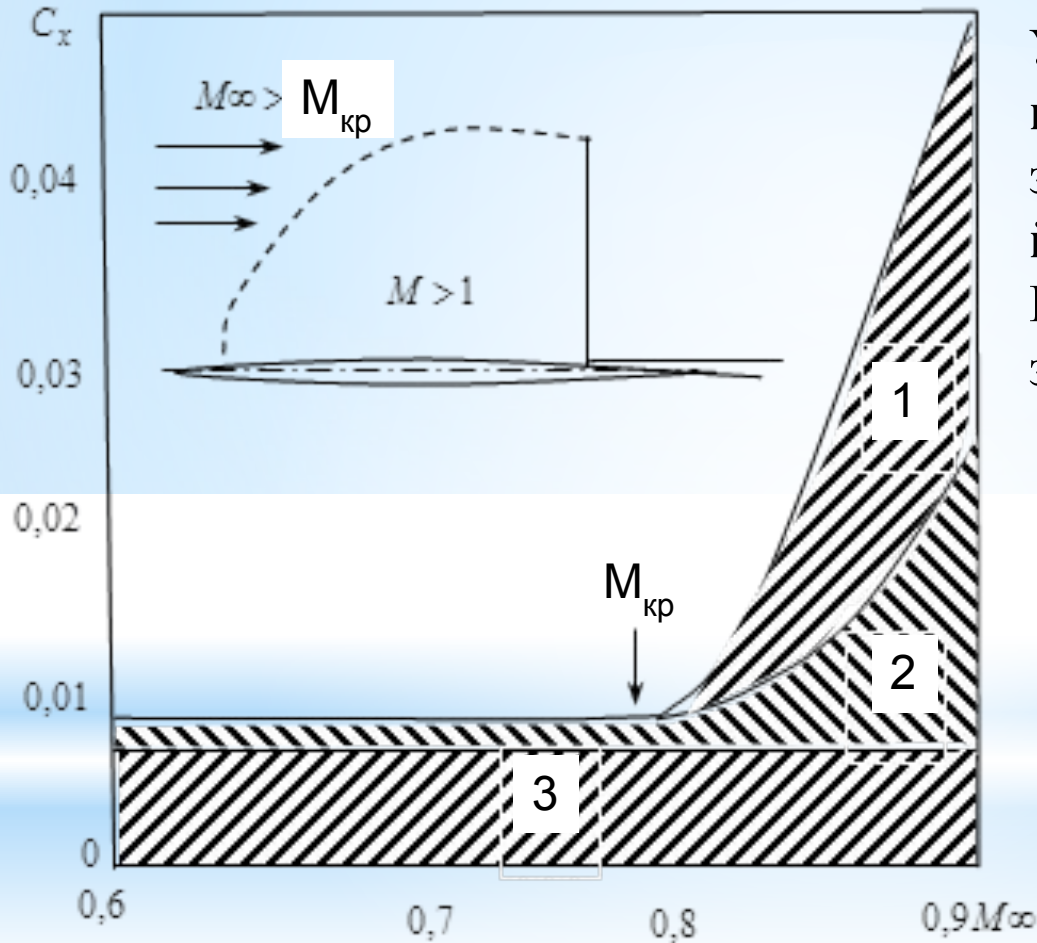


Рис. 2.14. Складові коефіцієнта лобового опору:  
1 – хвильовий опір; 2 – опір форми; 3 – опір тертя

**У передній частині профілю коефіцієнт тиску збільшується, а у хвостовій його частині – зменшується. Ця різниця і призводить до збільшення опору. При**

$$M_{\infty} > M_{кр}$$

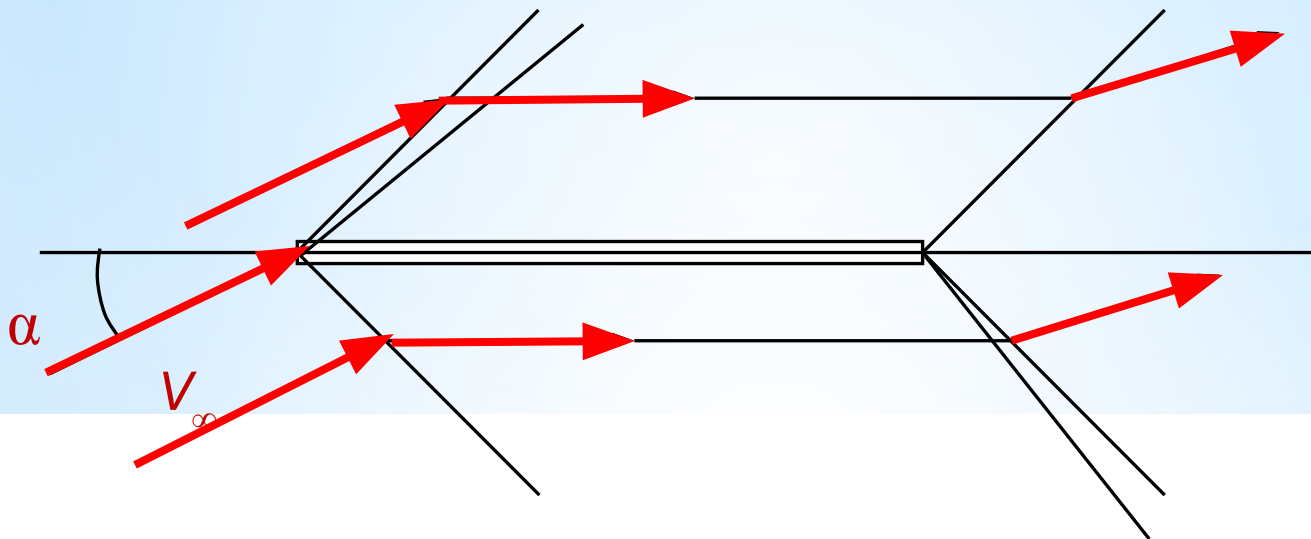
**справедливе співвідношення:**

$$C_{x_0} = C_{x_{тр}} + C_{x_{во}}$$

**Хвильовий опір може у декілька разів перевищувати опір тертя.**

## 2.7. ХВИЛЬОВИЙ ОПІР ПРОФІЛЮ КРИЛА. АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА ПРИ НАДЗВУКОВОМУ ОБТІКАННІ

Розглянемо тонке крило з профілем довільної форми, встановлене у надзвуківому потоці під кутом  $\alpha$



Потік міняє свій напрямок двічі:

- 1) у передній точці на хвилі розрідження вгорі і навкісному стрибку вниз потік повертає вздовж поверхні профілю;
- 2) у задній точці на навкісному стрибку вгорі і хвилі розрідження вниз знов орієнтується у вихідному напрямку.

Для розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів використовуються такі вирази:

1) коефіцієнт підйомної сили

$$C_y = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}.$$

Висновок: коефіцієнт підйомної сили тонких профілів не залежить від форми профілю й визначається кутом атаки  $\alpha$  та числом  $M$ .

2) похідна коефіцієнта підйомної сили

$$C_{y\alpha}^{\alpha} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}.$$

Висновок: з зростанням числа  $M$  похідна коефіцієнта підйомної сили зменшується разом з коефіцієнтом підйомної сили.

3) коефіцієнт поздовжнього моменту. Для профілю  $\bar{f} \neq 0$   $m_{z0} \neq 0$

$$m_{z0} = \frac{K_M \bar{C}}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

$\bar{C}$  – відносна товщина;

$K_M$  – коефіцієнт, що враховує форму профілю,

4) коефіцієнт хвильового профільного опору при  $C_y = 0$   $C_{x \text{ тиск}}$  не залежить від  $\alpha$  і знаходиться за формулою :

$$C_{x \text{ тиск}} = \frac{K\bar{C}^2}{\sqrt{M^2 - 1}},$$

де  $\bar{C}$  – відносна товщина;  $K$  – коефіцієнт, що враховує форму профілю.

Висновок: окрім опору тертя, існує коефіцієнт хвильового профільного опору і коефіцієнт хвильового індуктивного опору, викликаного появою підйомної сили.

Разом  $C_{x_0} = C_{x \text{ тр}} + C_{x \text{ во р}} + C_{x \text{ во і}}$