

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

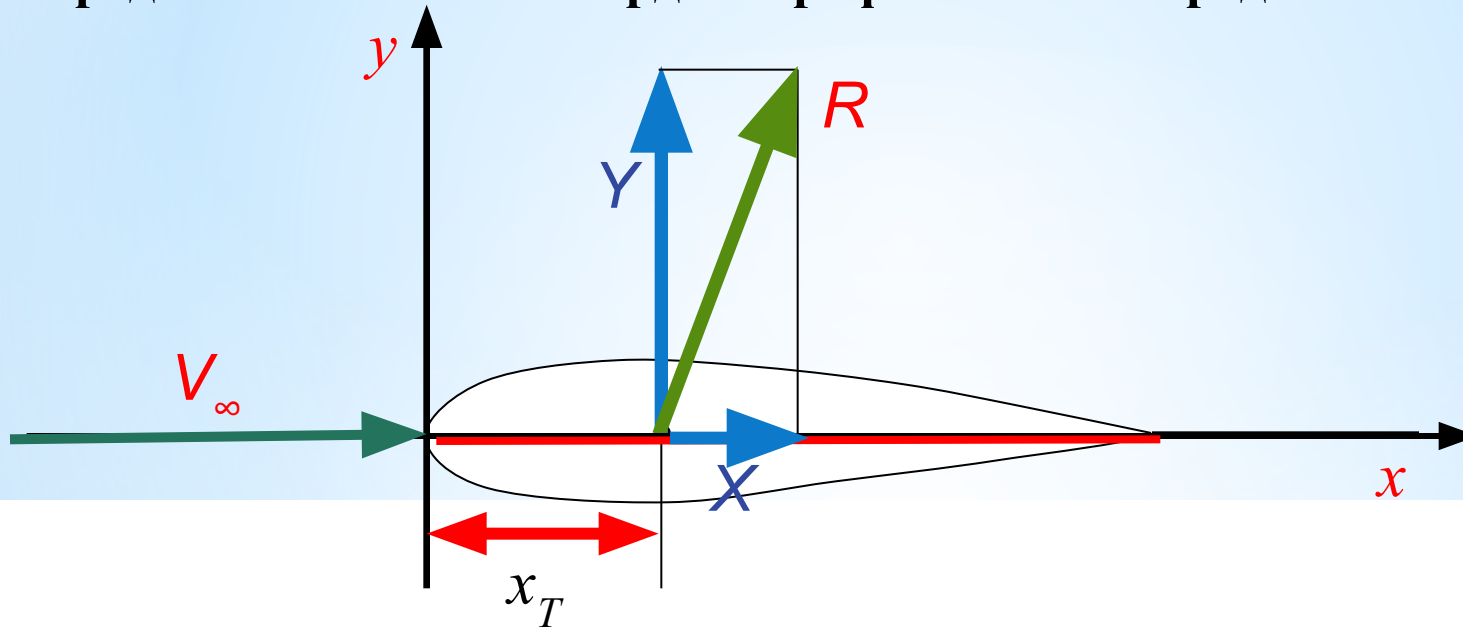
2.7. Хвильовий опір профілю крила. Аеродинамічні характеристики профілю крила при надзвуковому обтіканні

Навчальна література:

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

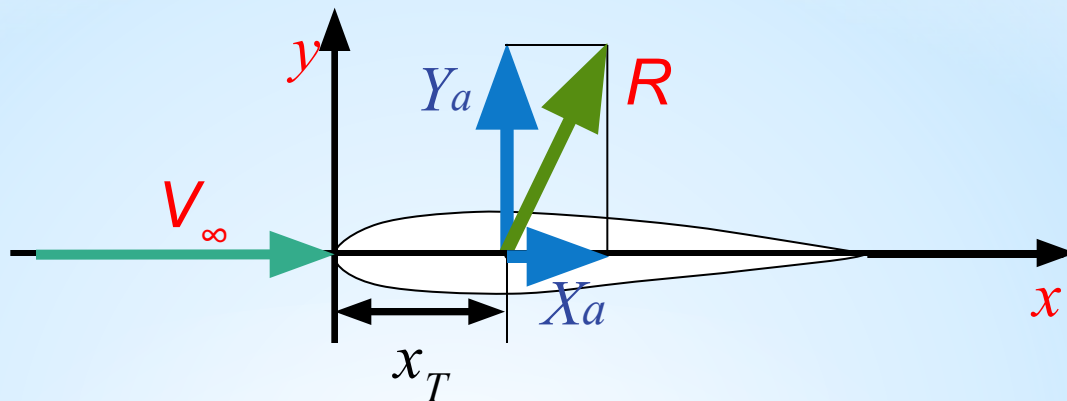
2.5. ЦЕНТР ТИСКУ ТА АЕРОДИНАМІЧНИЙ ФОКУС ПРОФІЛЮ КРИЛА

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



Відстань від носію 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:

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

З іншого боку:

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

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

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

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

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.

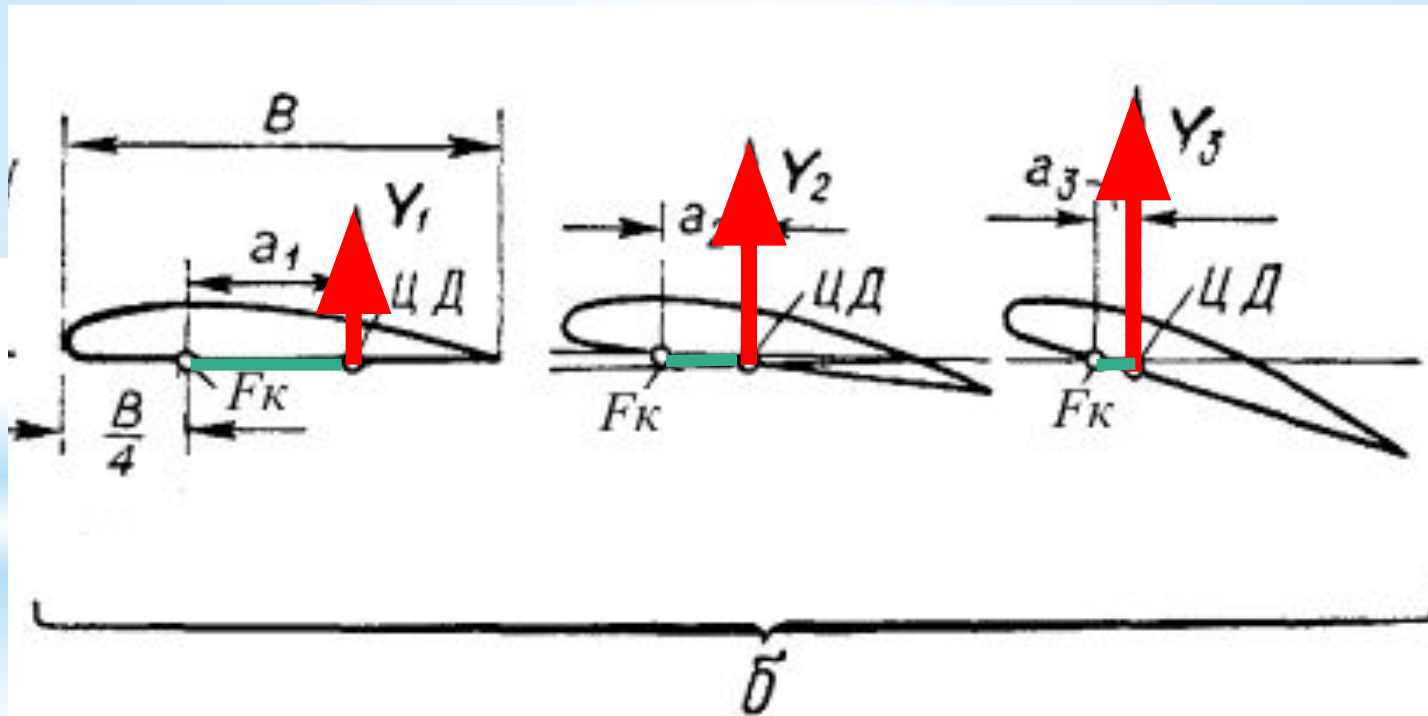
Існує інша точка на профілі, яку зручніше використовувати при визначенні моментних характеристик.

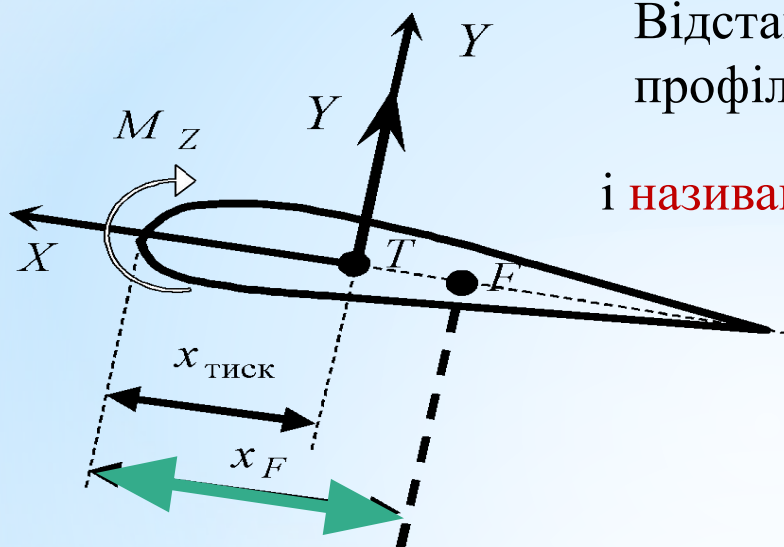
Аеродинамічний фокус – це точка на хорді профілю, в якій прикладено прирощення підйомної сили при малому зміні кута атаки

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

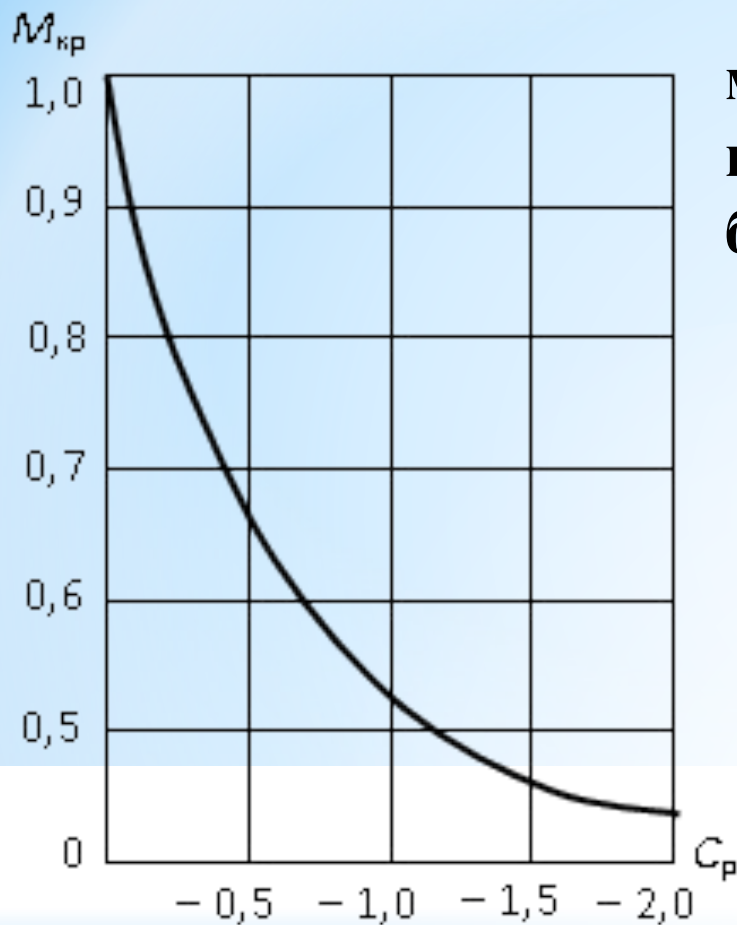
і називають координатою фокусу.

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 $M_{кр}$

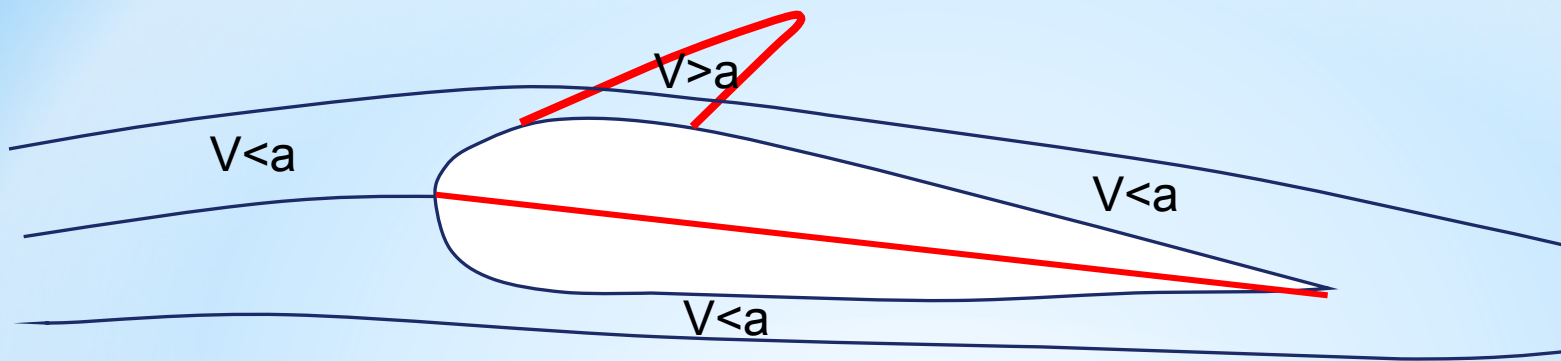
Оскільки у дозвуковому потоці максимальна місцева швидкість завжди буде у точці найбільшого підтискання струминок, де спостерігається мінімальний коефіцієнт тиску, то, очевидно, місцева звукова швидкість вперше буде досягнута у точці мінімального тиску. При цьому, чим більша абсолютна величина коефіцієнта 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 призводить 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.

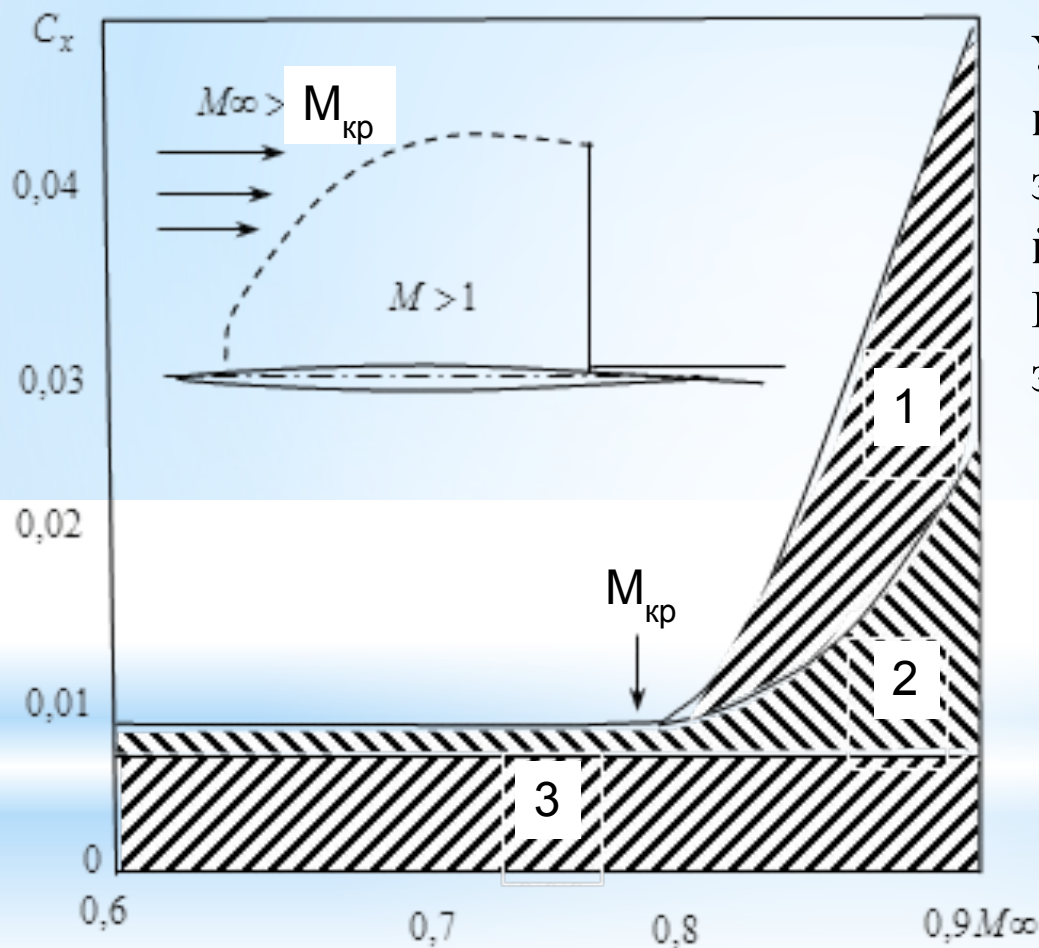


Рис. 2.14. Складові коефіцієнта лобового опору:
1 – хвильовий опір; 2 – опір форми; 3 – опір тертя

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

$$M_{\infty} > M_{кр}$$

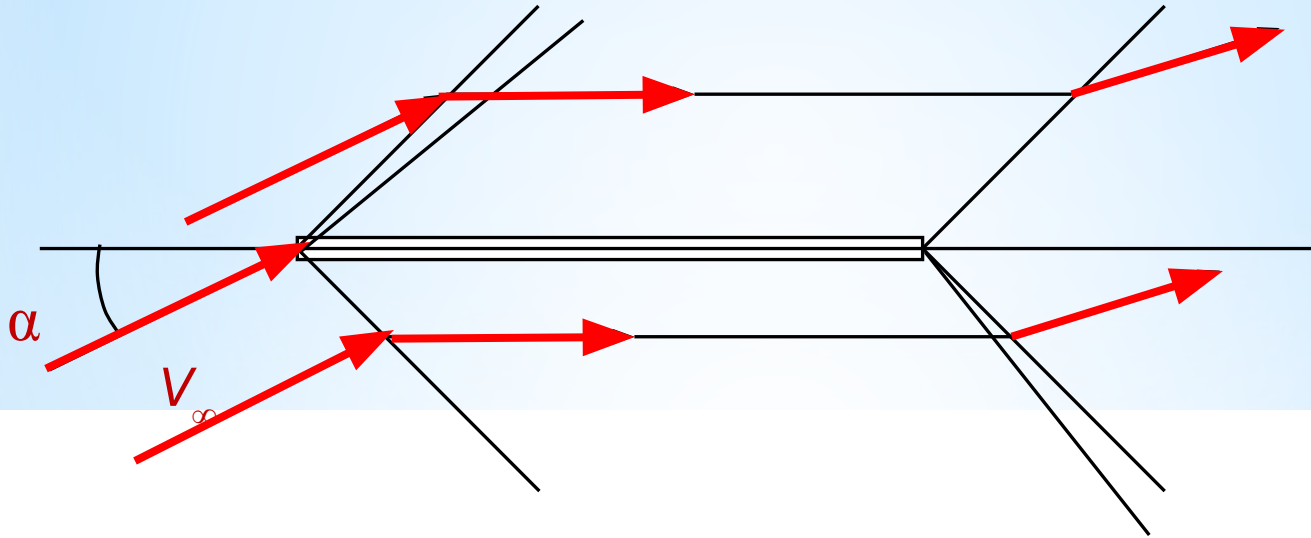
справедливе співвідношення:

$$C_{x_0} = C_{x_{тр}} + C_{x_{во}}$$

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 надзвуковому потоці під кутом α



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 α та числом M .

2) похідна коефіцієнта підйомної сили

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

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