

ЛЕКЦІЯ № 3

з навчальної дисципліни

“Аеродинаміка та динаміка польоту літака”

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

Заняття 1.

**Поздовжні аеродинамічні сили
та поздовжній момент.**

Навчальна та виховна мета: Вивчити геометричні параметри профілю, основні системи координат і сили, які в них визначаються.

Навчальні питання:

2.1 Основні геометричні параметри профілю крила.

Аеродинамічні профілі.

2.2. Швидкісна поточна та зв'язана системи координат з профілем крила.

2.3. Способи створення підйомної сили. Картина розподілу тиску по профілю крила.

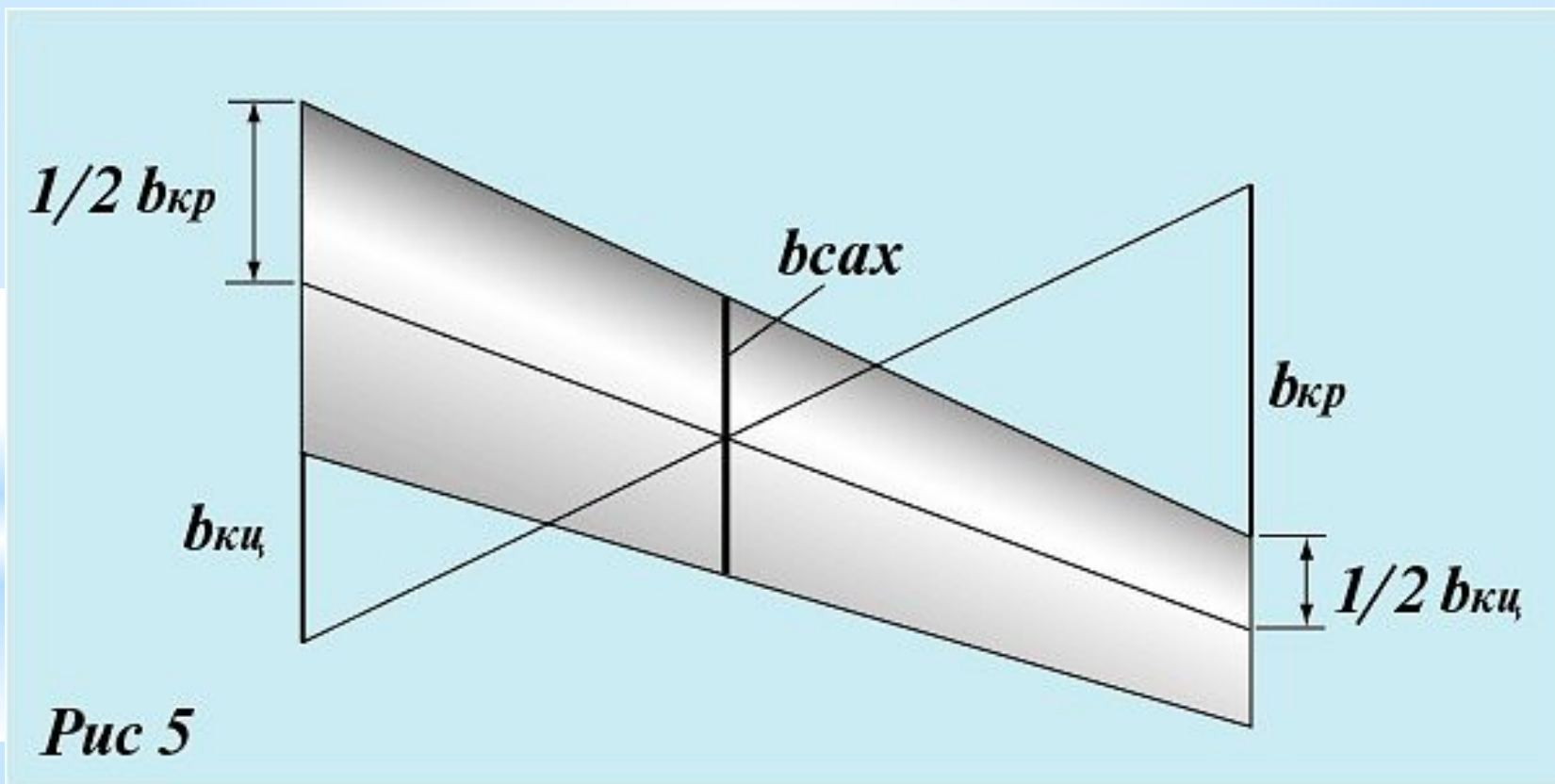
2.4. Поздовжні аеродинамічні сили та поздовжній момент.

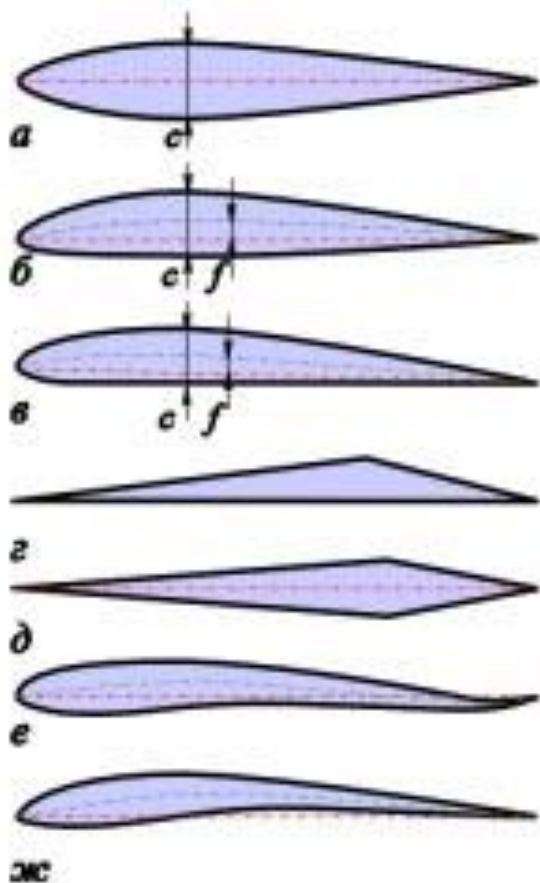
Навчальна література:

1. Вотяков В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. Ч. 1 / В. Д. Вотяков. – М. : ВПИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – С. 6...41.

2.1. ОСНОВНІ ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ПРОФІЛЮ КРИЛА. АЕРОДИНАМІЧНІ ПРОФІЛІ.

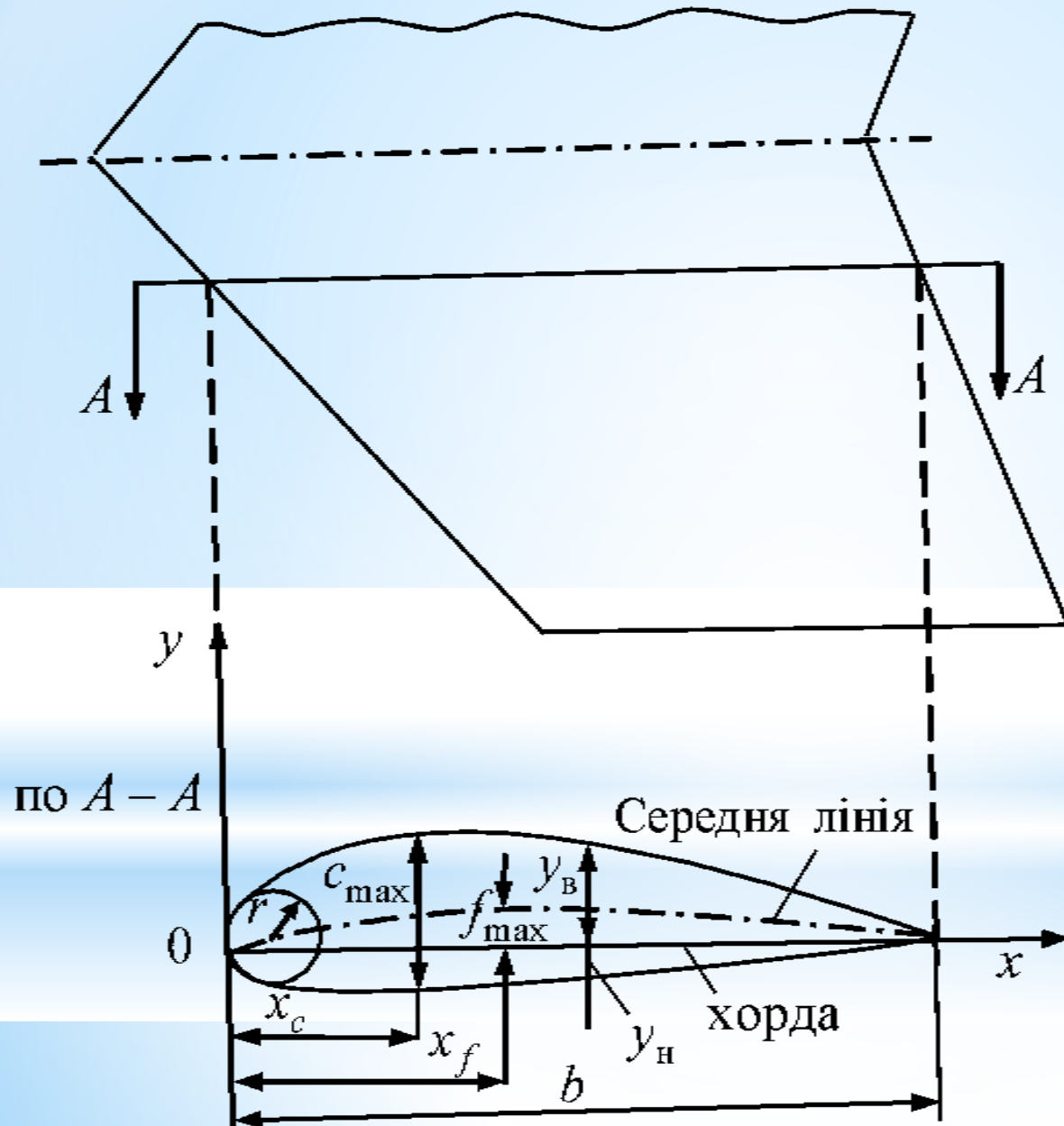
Профіль крила – це контур перерізу крила площиною, паралельною площині симетрії.

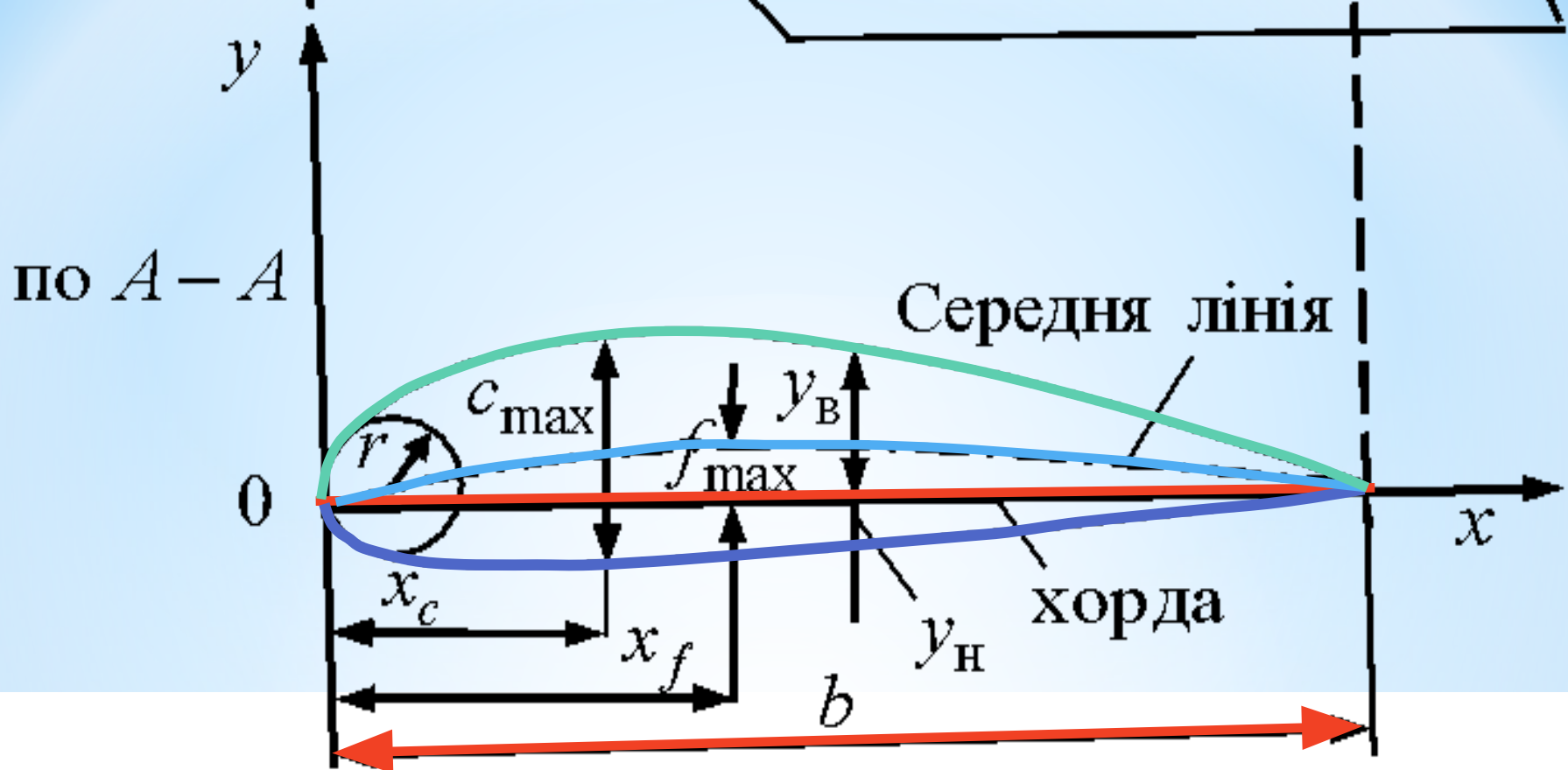




Профілі можуть бути:
симетричними та
несиметричними.
Несиметричні в свою чергу
можуть бути двояковипуклыми,
плосковипуклыми,
вогнутовипуклыми
S-образними.
Клиновидні можуть
застосовуватися для надзвукових
літаків.

Розглянемо основні геометричні параметри профілю.

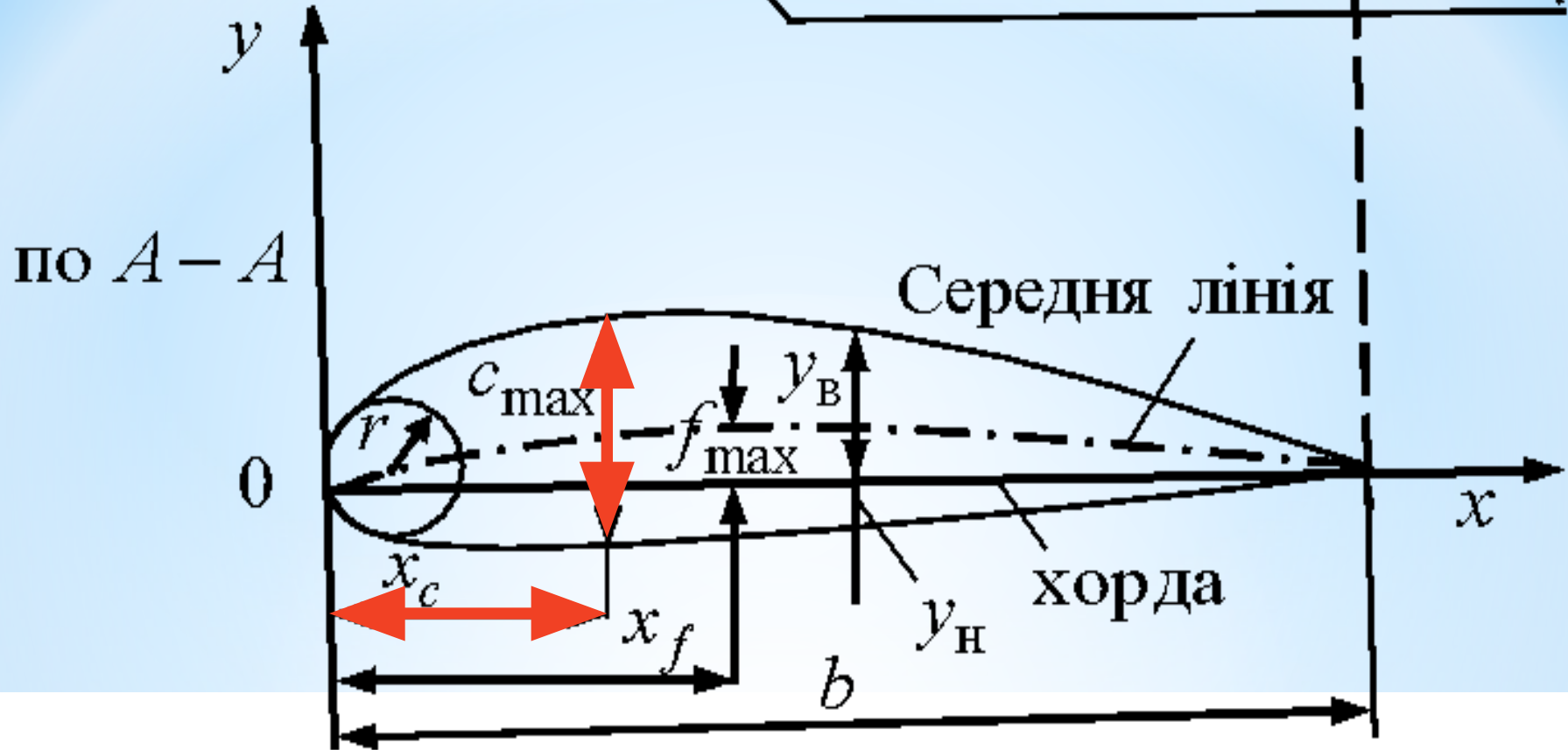




Профіль характеризується такими параметрами:

1. **хорда профілю (b)** – це відрізок лінії, яка з'єднує найбільш віддалені точки профілю (носик і хвостик);
2. **верхня дужка** і **нижня дужка** – $y_v = f_1(x)$, ; $y_n = f_2(x)$
3. **середня лінія профілю** – це лінія, яка описується рівнянням

$$y_{\text{сер}} = 1/2(y_v + y_n)$$

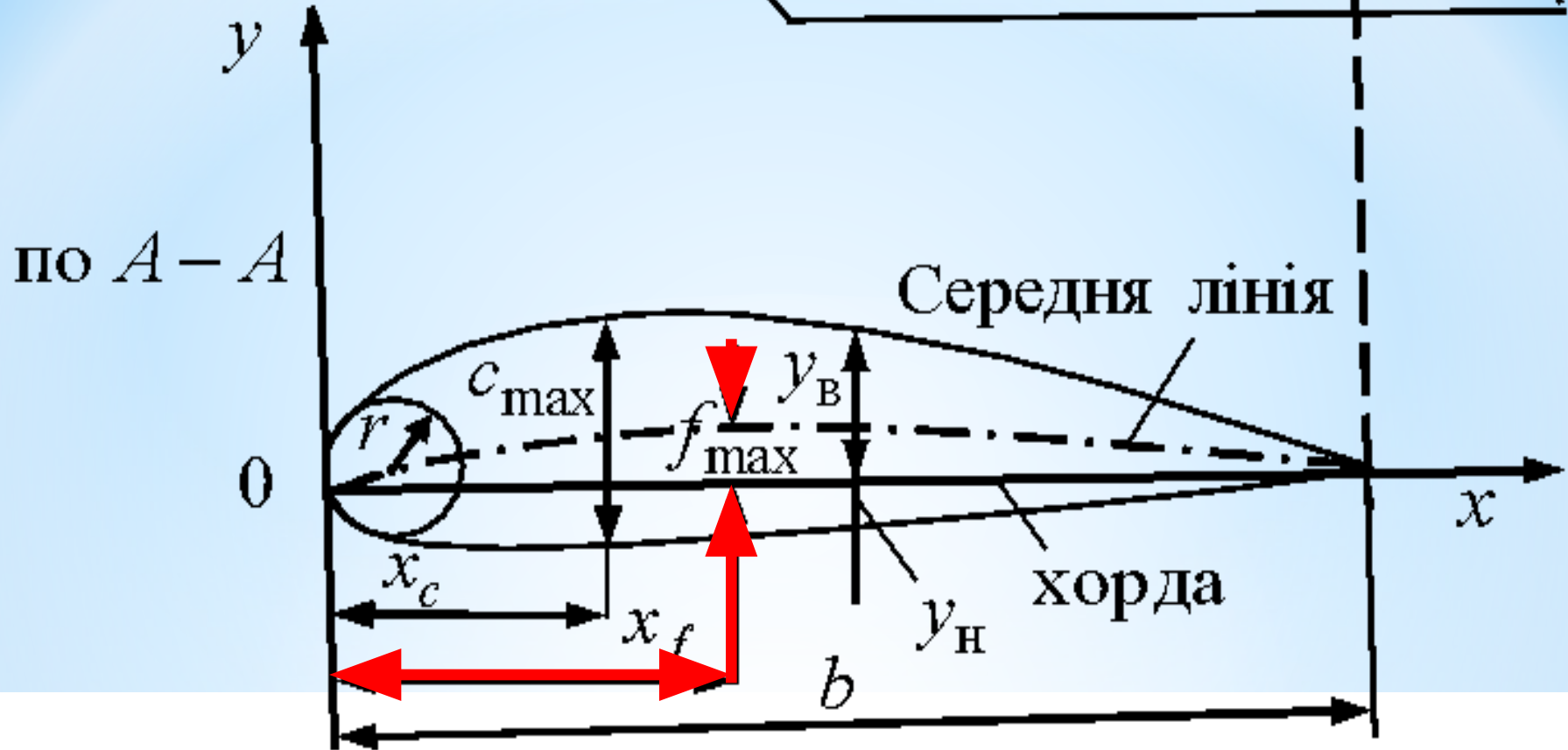


4. **товщина профілю** , максимальне значення товщини

$$c_{\max} = (y_v - y_n)_{\max}$$

5. **координата положення на хорді** максимальне значення товщини ;

$$(x_{c_{\max}})$$



6. **кривизна профілю** – це відстань від середньої лінії до хорди, максимальне значення позначається , $f_{\max}$

а її **місце на ході** визначається координатою ; $x_{f_{\max}}$

7. **радіус заокруглення носка (r)** – це радіус вписаного в носок профілю кола.

2.1.1. Безрозмірні параметри профілю

$$\bar{C} = \frac{C_{\max}}{b}$$

– відносна максимальна товщина ;

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$$

– відносна координата точки з максимальною товщиною;

$$\bar{f} = \frac{f}{b}$$

– відносна кривизна;

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$$

– відносна координата точки з максимальною кривизною;

$$\bar{r} = \frac{r}{b}$$

– відносний радіус заокруглення носка.

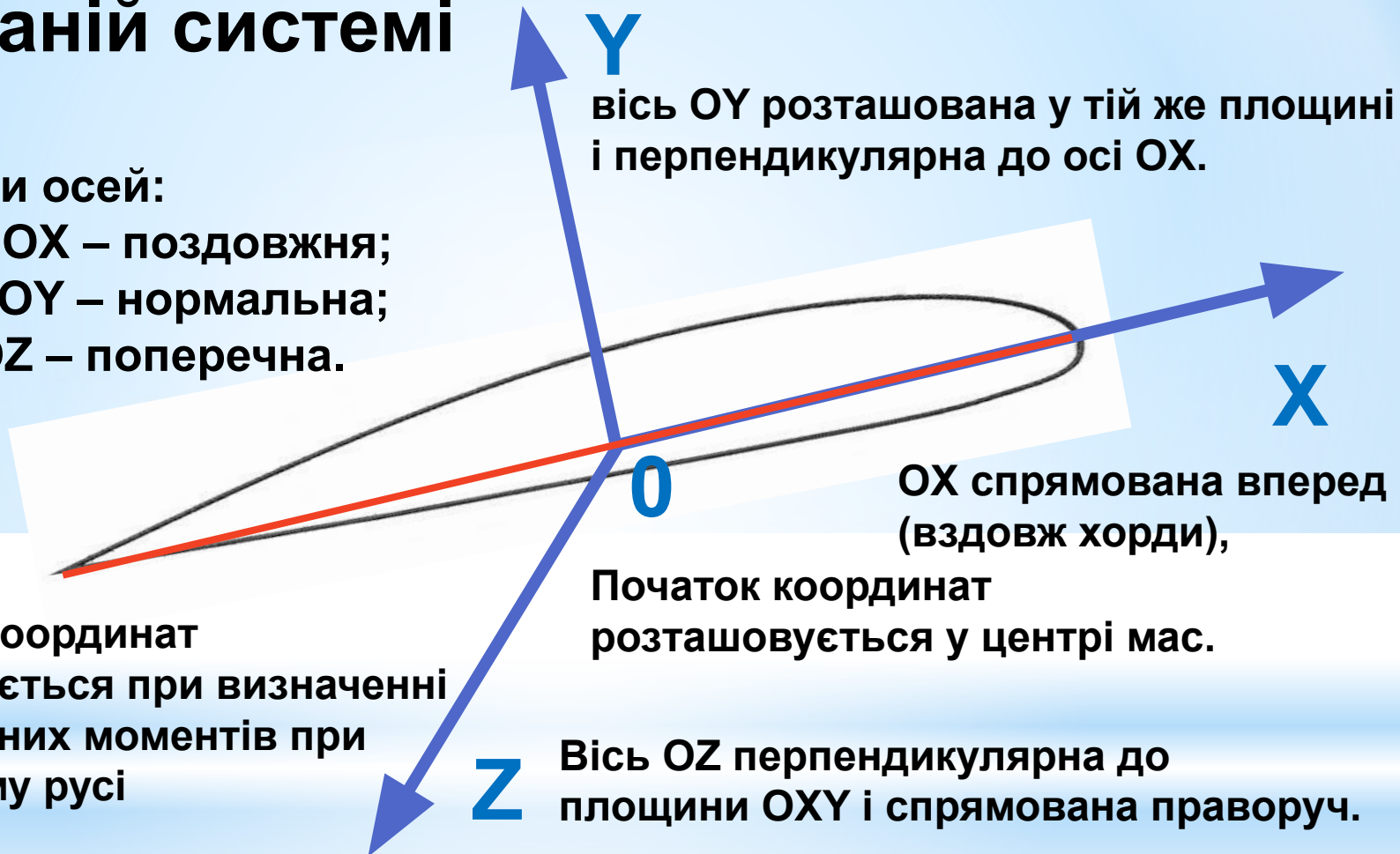
2.2. ШВИДКІСНА ТА ЗВ'ЯЗАНА СИСТЕМИ КООРДИНАТ З ПРОФІЛЕМ КРИЛА

У зв'язаній системі

Назви осей:

Вісь OX – поздовжня;
вісь OY – нормальна;
вісь OZ – поперечна.

Ця система координат
використовується при визначенні
аеродинамічних моментів при
обертальному русі



2.2. ШВИДКІСНА ТА ЗВ'ЯЗАНА СИСТЕМИ КООРДИНАТ З ПРОФІЛЕМ КРИЛА

У швидкісній системі

Назви осей:

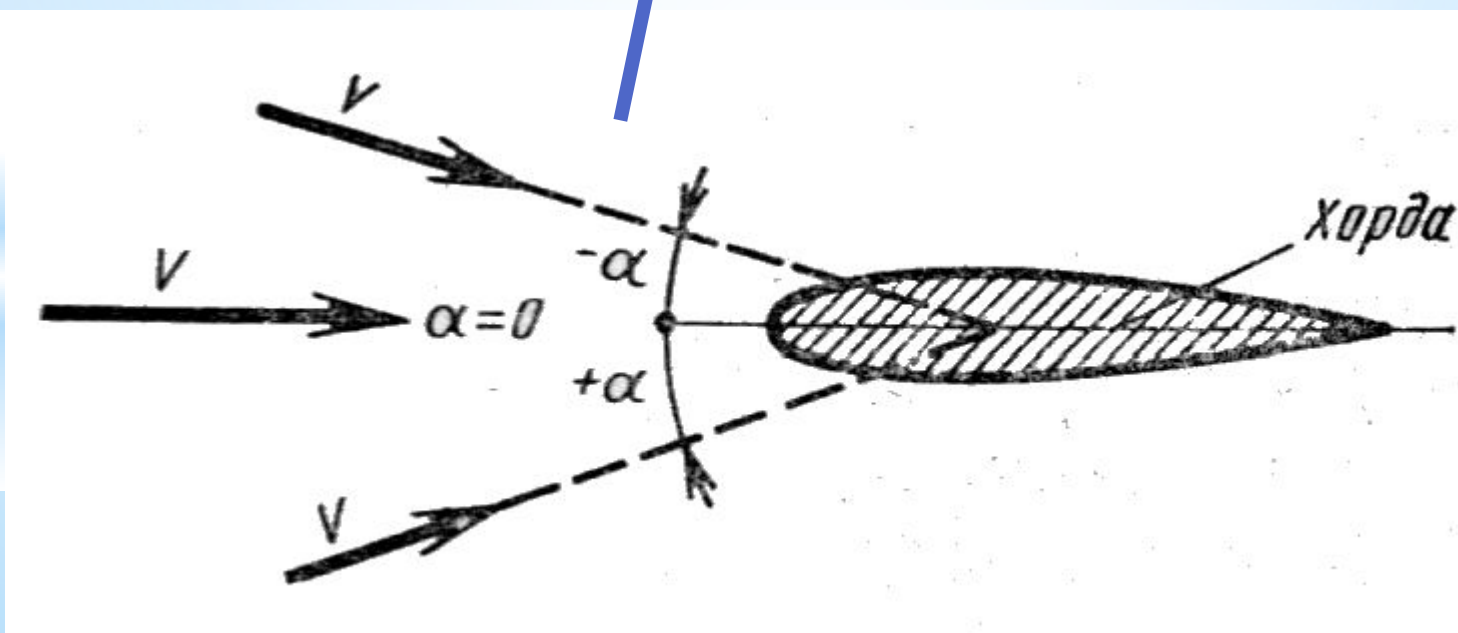
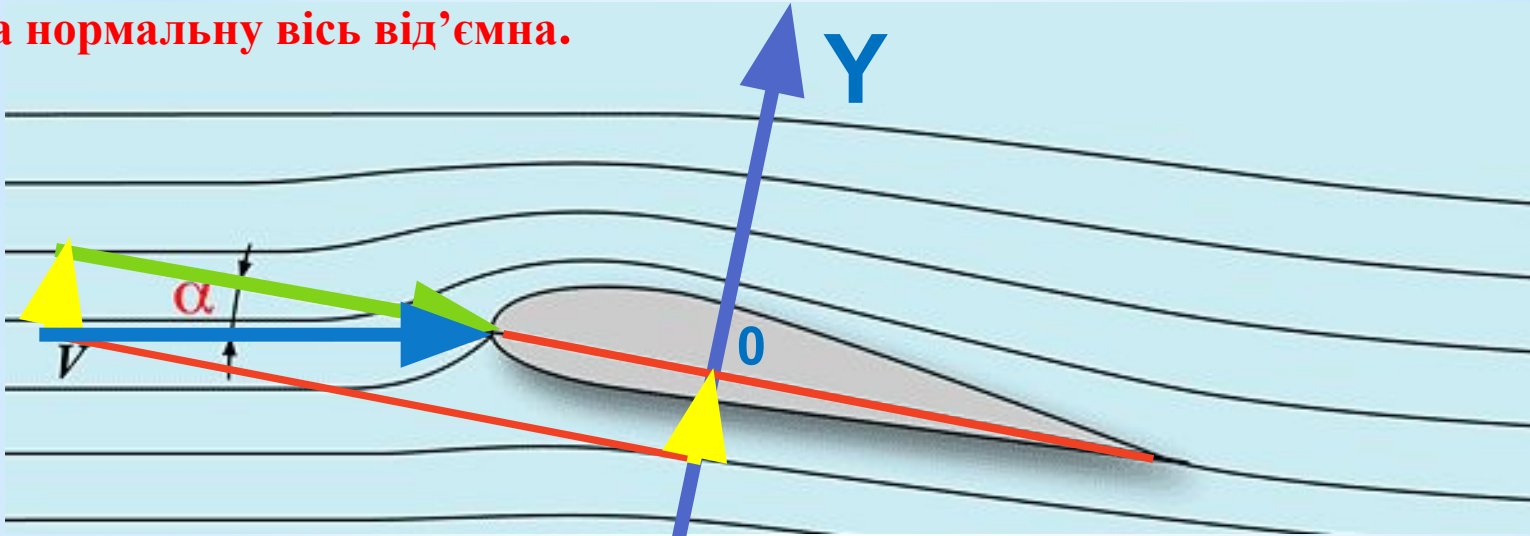
вісь Ox_a – швидкісна;
вісь Oy_a – підйомної сили;
вісь Oz_a – бокової сили.



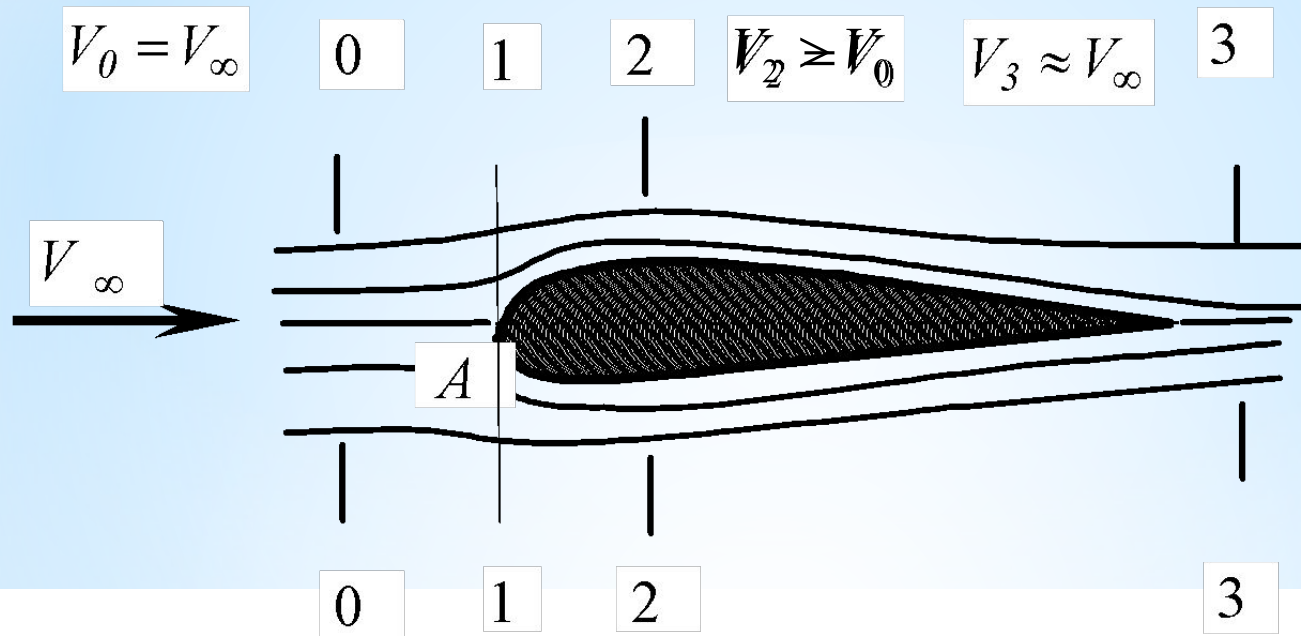
Використовується для аналізу і визначення аеродинамічних сил.

Кутом атаки (α) профіля крила називається кут між вектором швидкості і хордою профіля крила.

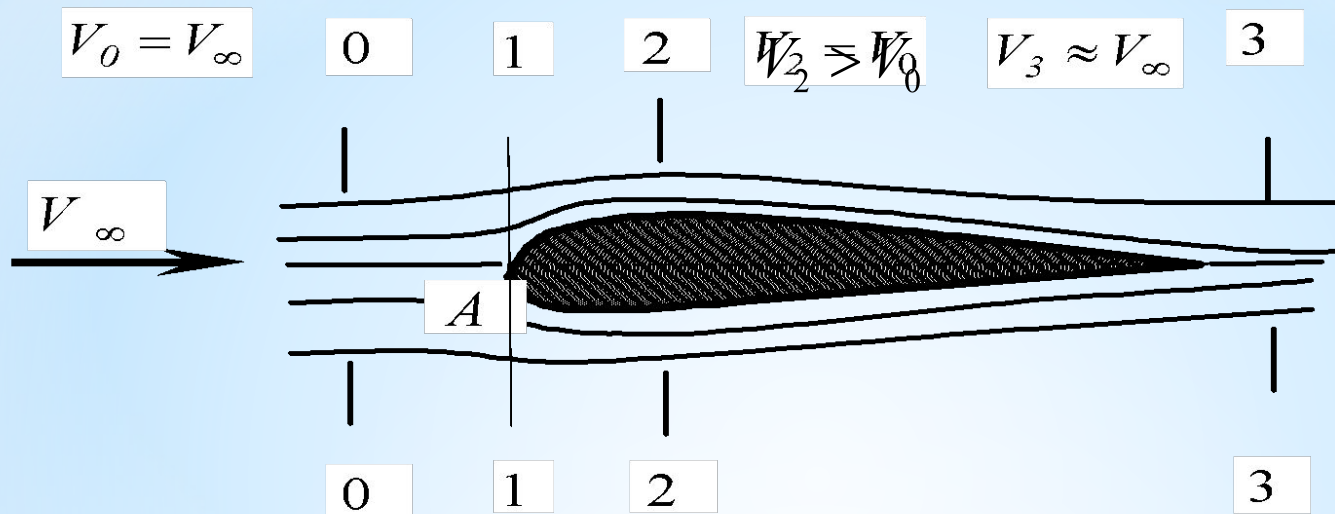
Вказівка: кут атаки вважається додатним, якщо проекція вектора швидкості на нормальну вісь від'ємна.



2.3. СПОСОБИ СТВОРЕННЯ ПІДЙОМНОЇ СИЛИ. КАРТИНА РОЗПОДІЛУ ТИСКУ ПО ПРОФІЛЮ КРИЛА

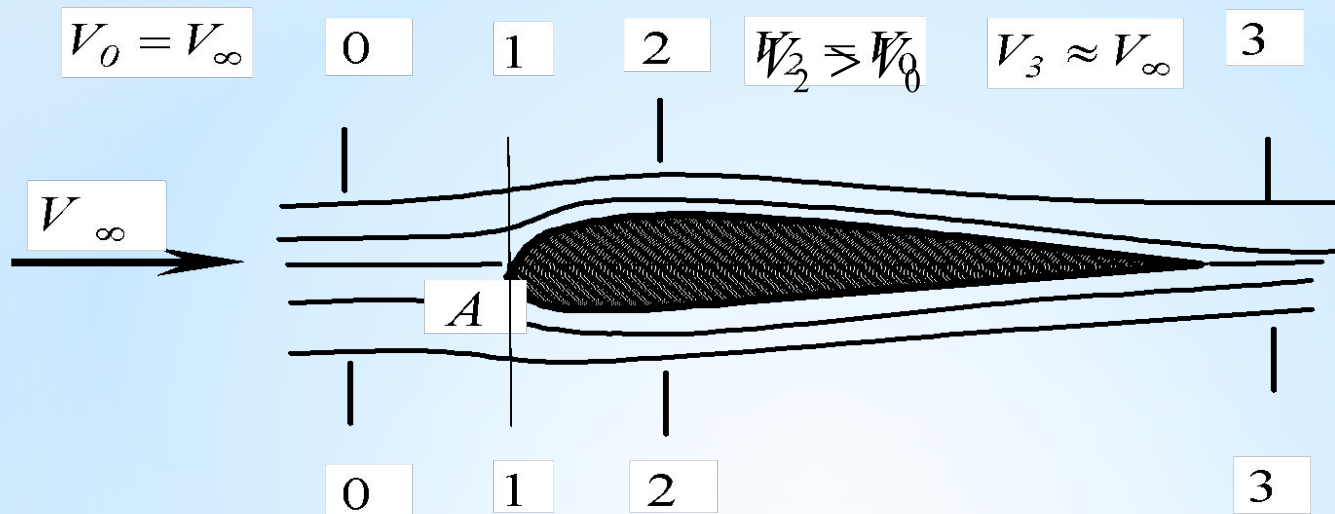


1) Параметри незбуреного середовища у перерізі 0-0: P_∞ , ρ_∞ , V_∞ .



2) В передній критичній точці (точка А в перерізі 1-1), потік повністю гальмується, $V_1 = 0$ швидкість дорівнює нулю, а статичний тиск стає рівним повному тиску незбуреного потоку P_0 .

$$P_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2} = P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} \quad V_1 = 0 \quad P_1 = P_0 = P_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2}$$

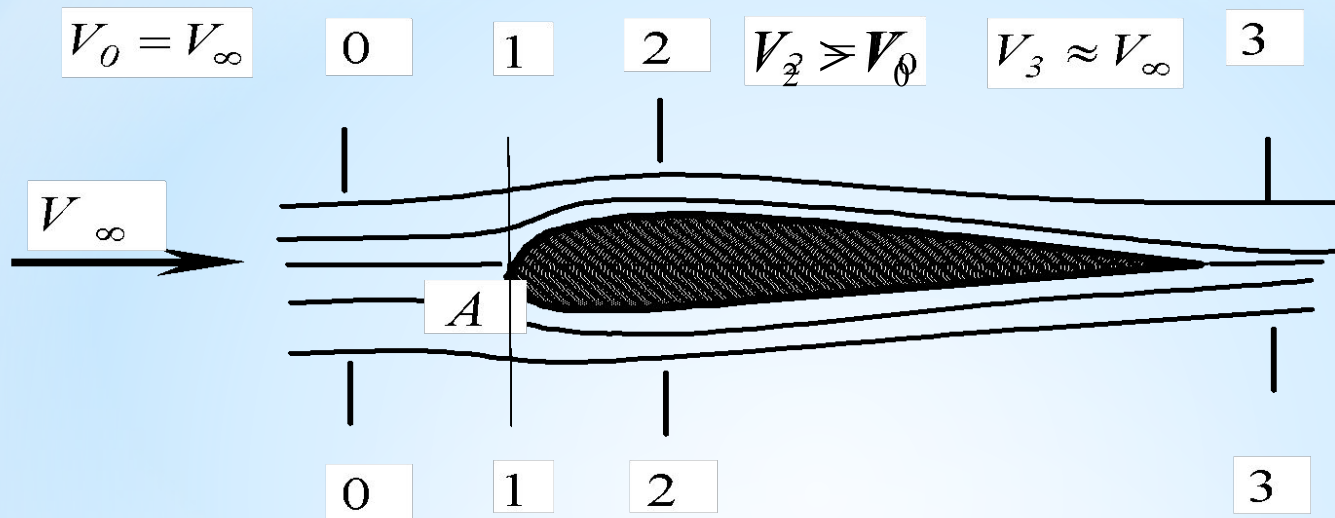


3) При обтіканні верхньої поверхні профілю площа перерізу струминки спочатку зменшується до деякого мінімального значення (переріз 2-2), швидкість повітря зростає згідно рівняння нерозривності:

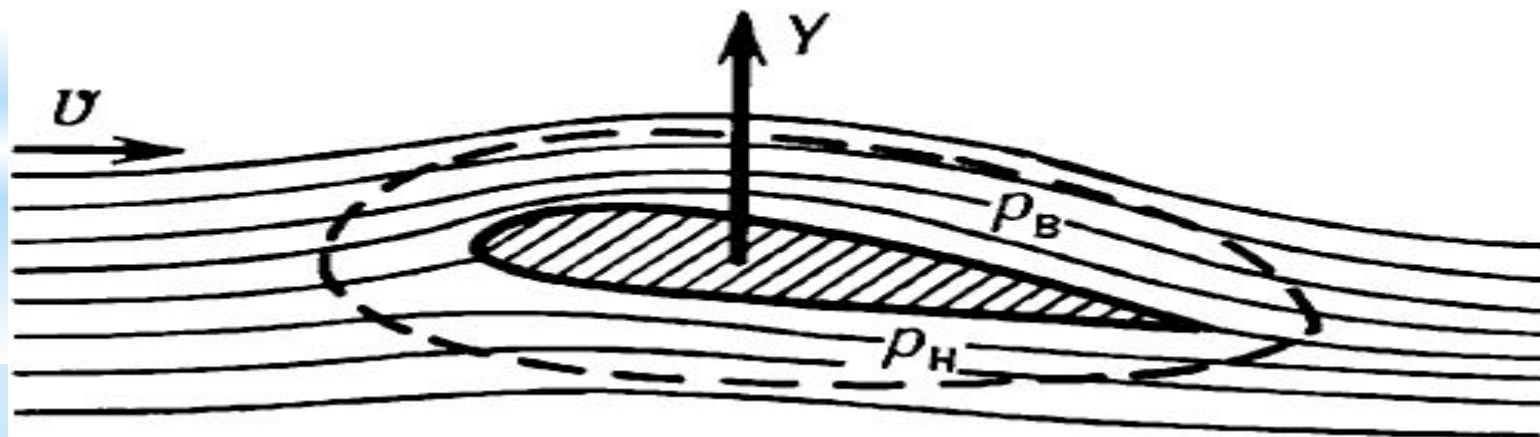
$$V_1 S_1 = \uparrow \uparrow V_2 S_2 \downarrow$$

а статичний тиск падає згідно рівняння Бернуллі:

$$P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = \downarrow \downarrow P_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} \uparrow \uparrow$$



- 4) Потім площа перерізу зростає (переріз 3–3), швидкість зменшується, а статичний тиск зростає до значення, яке відповідає незбуреному потоку.
- 5) На нижній поверхні при додатному куті атаки, струминки мають меншу деформацію, швидкість менша, ніж зверху, а тиск більший.



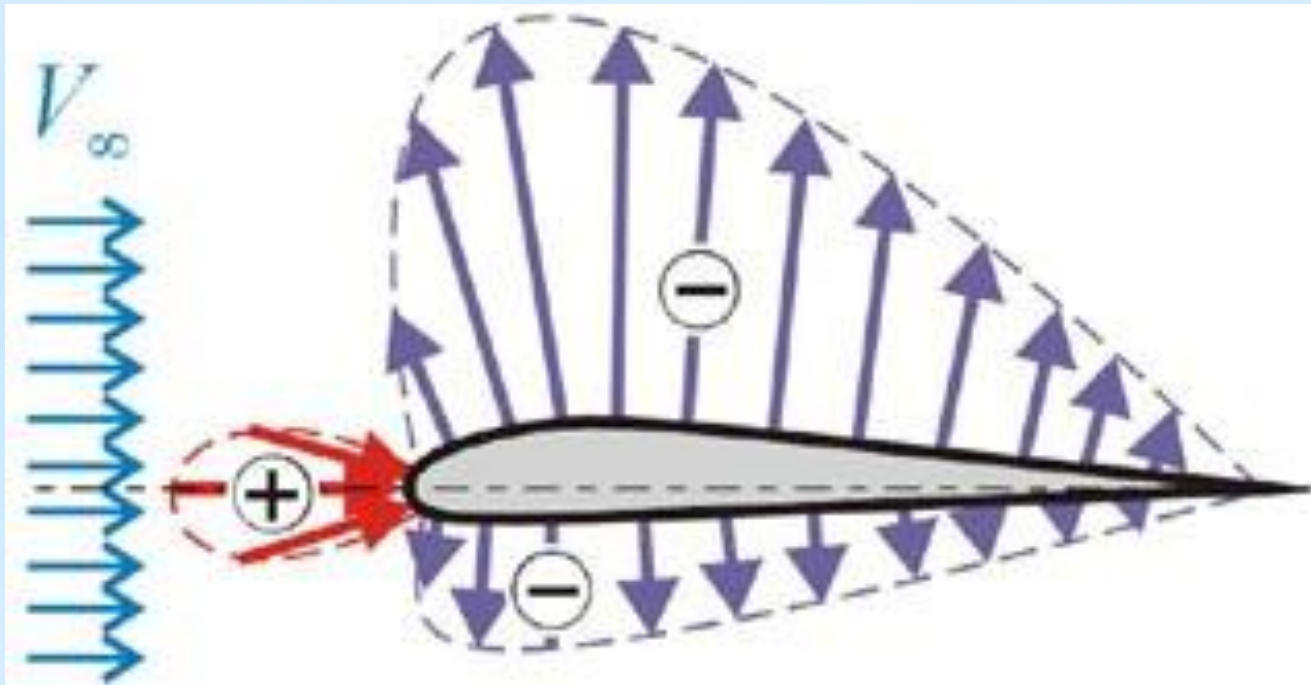


Рис. 2.5. Векторна діаграма розподілу тиску

Якщо у масштабі побудувати вектори тисків по нормалі до поверхні крила, одержимо картину розподілу тисків у даному перерізі
Сумарна різниця тиску на верхній і нижній поверхні створює підйомну силу на профілі крила.

$$\mathbf{P} = \iint_S (d\mathbf{S} \cdot \mathbf{e}_n)$$

$$Y_a = C_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S$$

На практиці розглядають не тиск, а коефіцієнт тиску.

Коефіцієнт тиску – це зміна тиску у даній точці (P) порівняно з тиском незбуреного потоку (P_∞), віднесена до динамічного тиску (швидкісного напору):

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} = 0,7 P_H M^2 \quad \text{– швидкісний напір (динамічний тиск)}$$

Інші форми запису коефіцієнта тиску:

$$C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2$$

або, використовуючи рівняння нерозривності $V_\infty S_\infty = V_2 S_2$, можемо записати.:

$$C_p = 1 - \left(\frac{S_\infty}{S_2} \right)^2$$

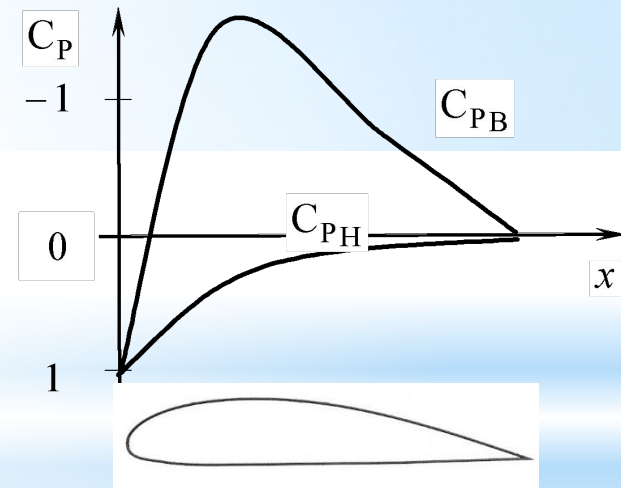


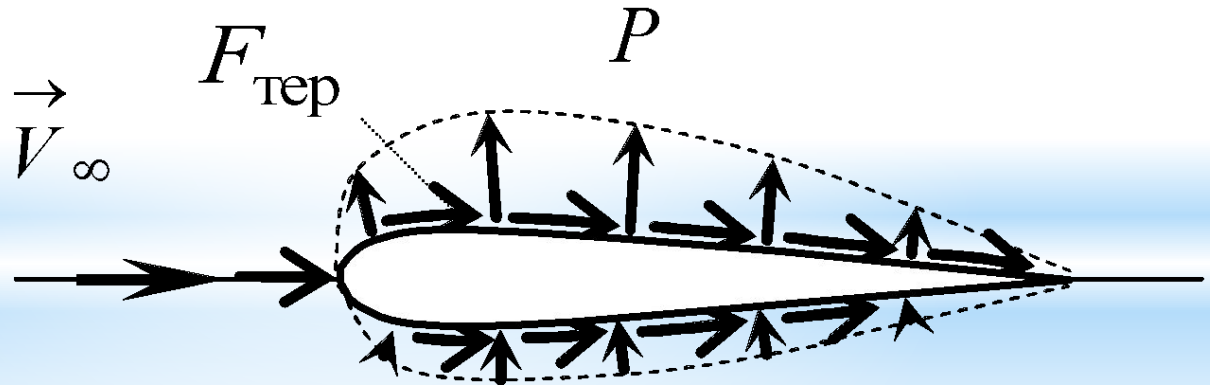
Рис.2.7. Епюра розподілу тиску для несиметричного профілю

2.4. ПОЗДОВЖНІ АЕРОДИНАМІЧНІ СИЛИ ТА ПОЗДОВЖНІЙ МОМЕНТ

2.4.1. Коефіцієнти поздовжніх аеродинамічних сил та моменту

Аеродинамічними силами називаються сили, які виникають внаслідок механічної взаємодії рухомих тіл з повітрям.

Під час руху тіла на кожний його елемент діють нормальні сили тиску (P) і дотичні (тангенціальні) сили тертя (F).



Рівнодійною нормальних і тангенціальних сил, які діють на поверхню, є результуюча (повна) **аеродинамічна сила R_a** . Вона має проекції на кожну з трьох осей швидкісної системи координат (рис. 2.9)

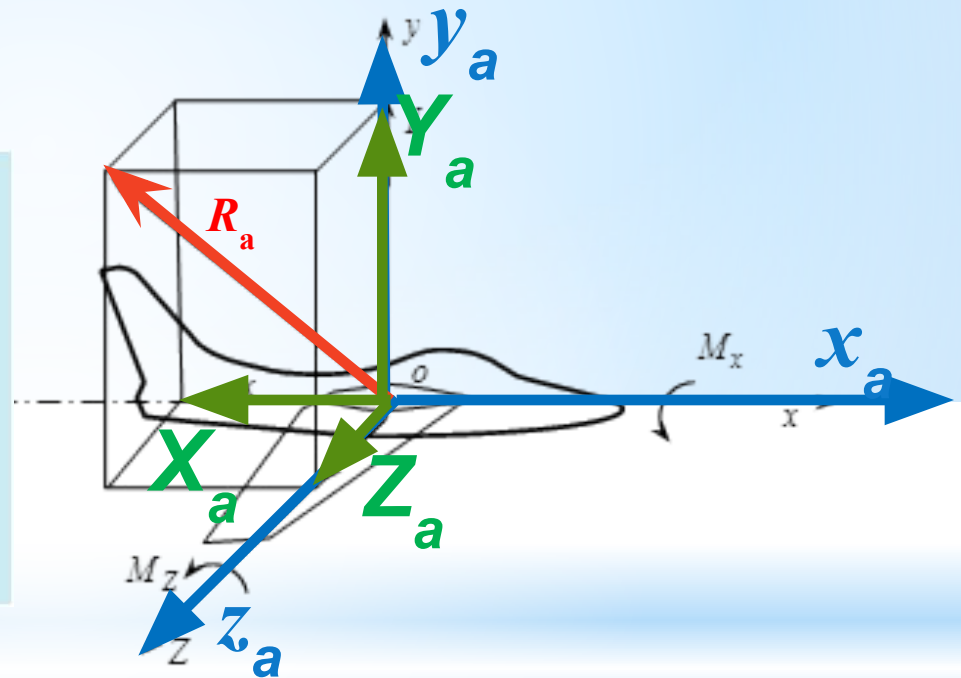
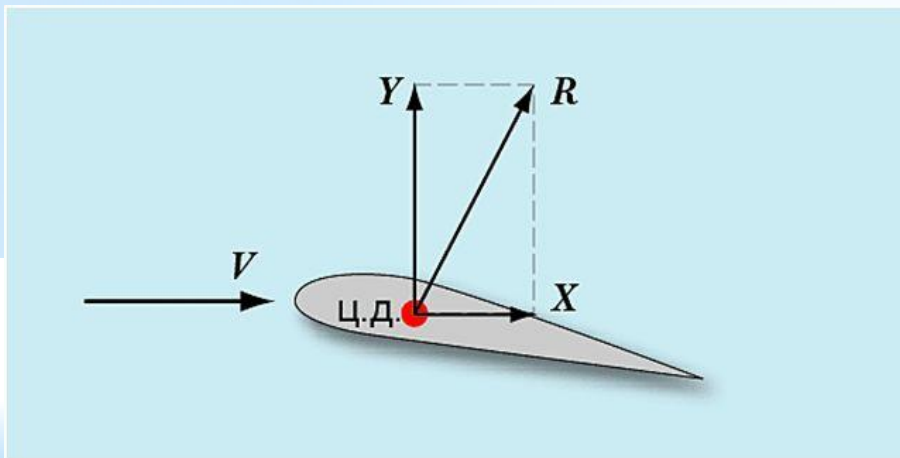
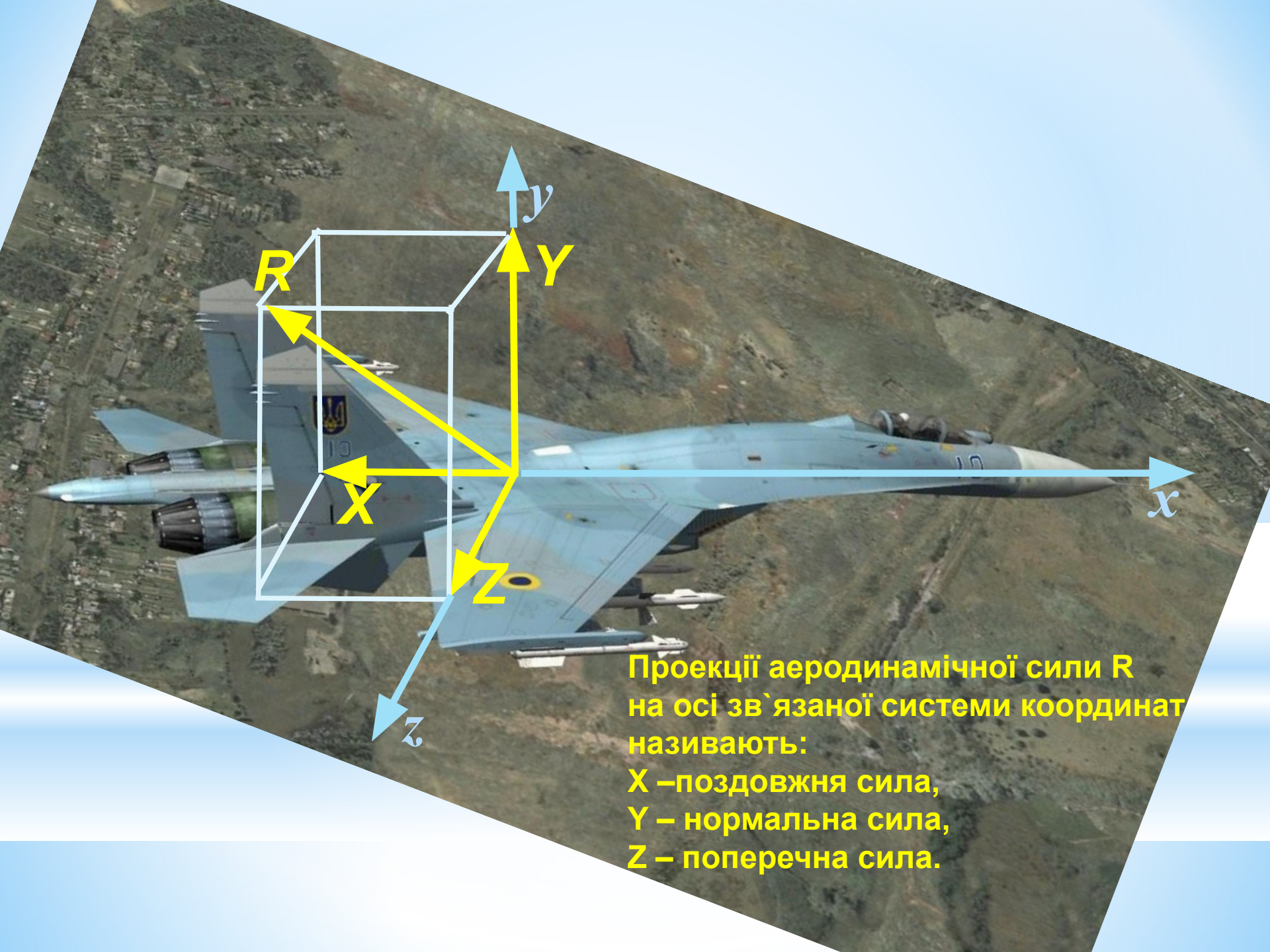


Рис. 2.9. Проекції повної аеродинамічної сили



Проекції аеродинамічної сили R
на осі зв'язаної системи координат
називають:
 X – поздовжня сила,
 Y – нормальна сила,
 Z – поперечна сила.



Проекції аеродинамічної сили R на осі швидкісної системи координат називають:

OX_a – сила лобового опору,
 OY_a – підйомна сила,
 OZ_a – бокова сила.

$$Y_a = C_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S$$

$$X_a = C_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S$$

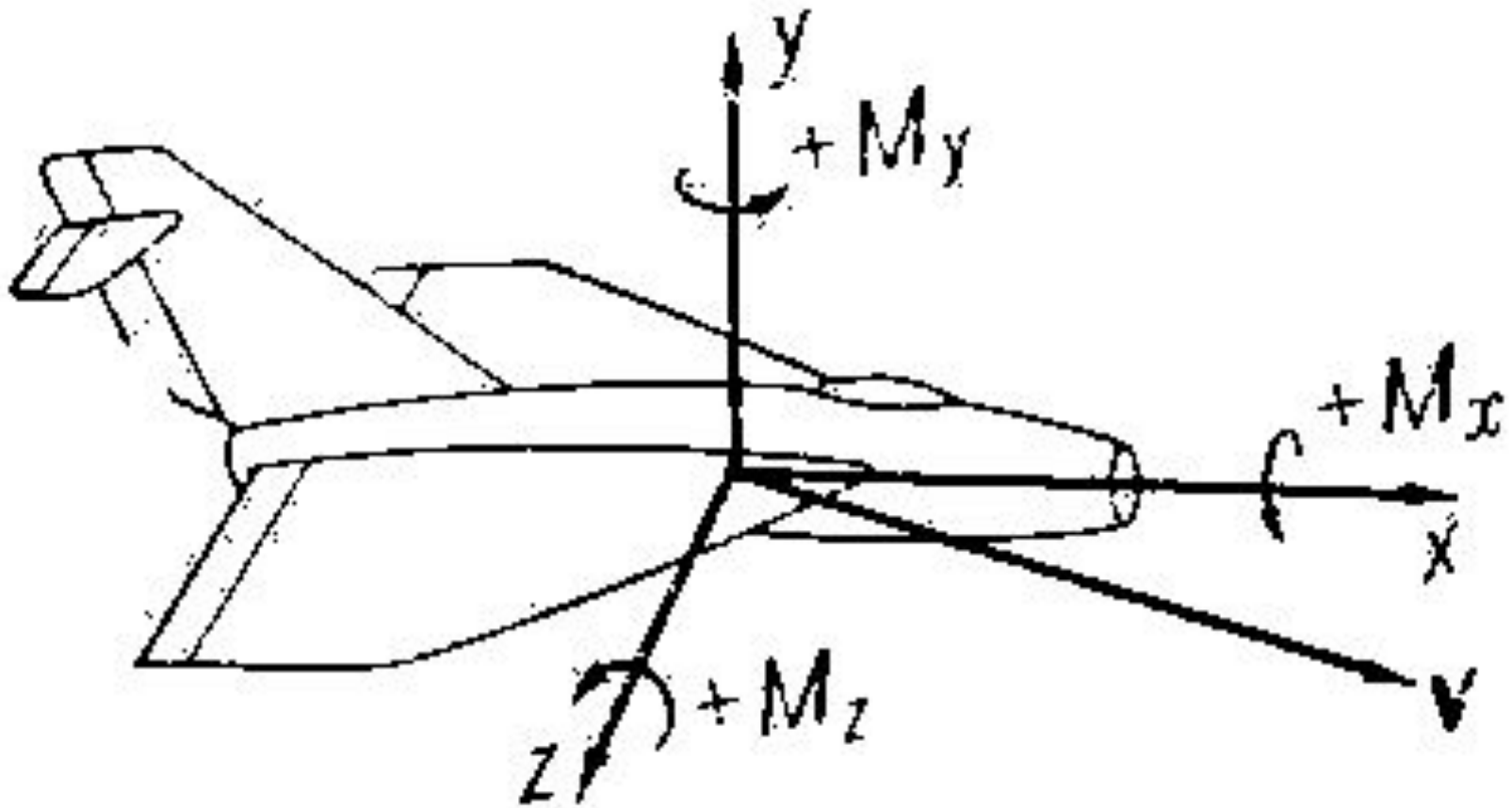
$$Z_a = C_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S$$

Проекції аеродинамічної сили R на осі швидкісної системи координат називають:

OY_a – підйомна сила ,

OX_a – сила лобового опору,

OZ_a – бокова сила.

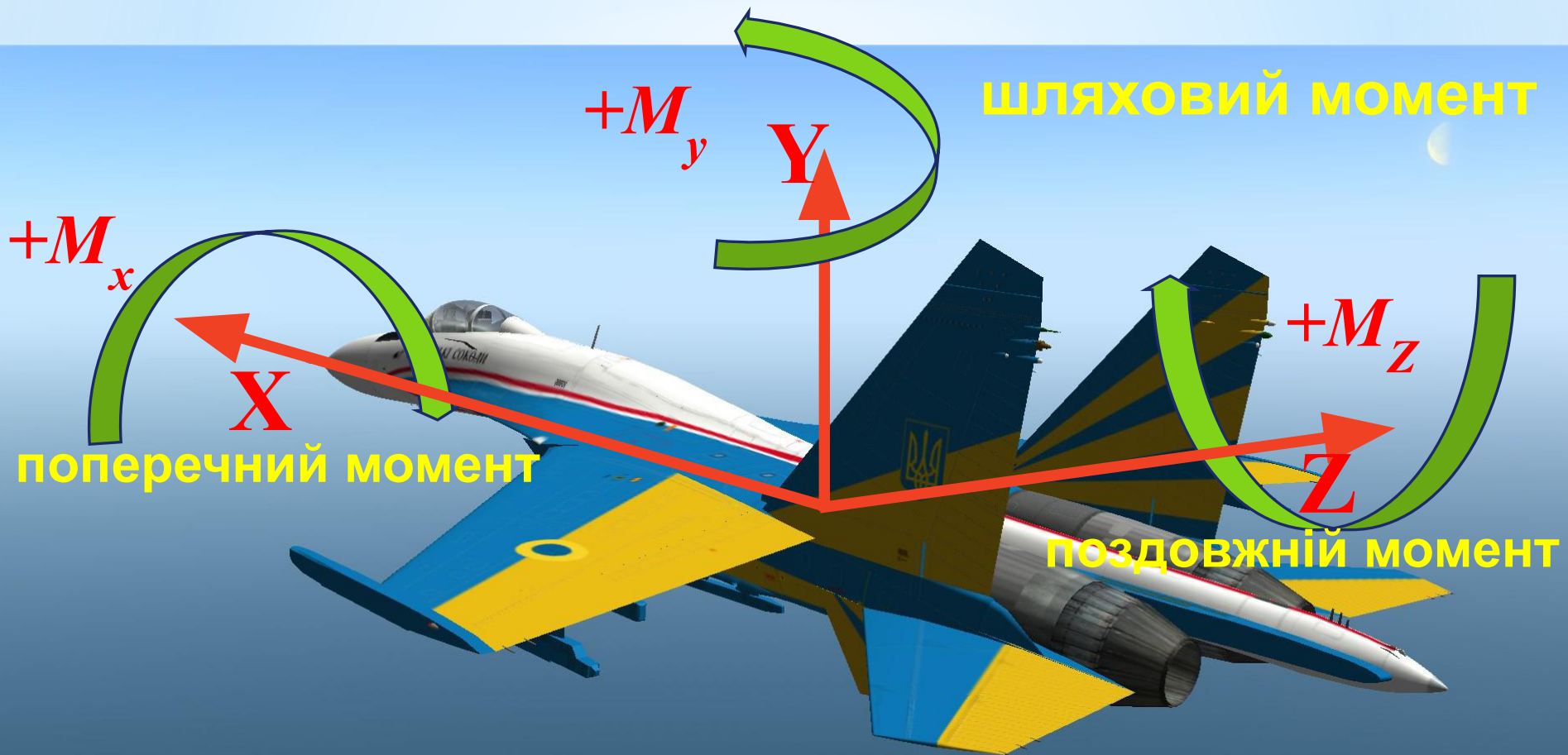


Проекції аеродинамічного моменту на осі зв'язаної системи координат називають: M_x – поперечний момент,

M_y – шляховий момент,

M_z – поздовжній момент.

Правило годинникової стрілки: якщо дивитись вздовж осі (по напрямку осі) і обертати літак по напрямку годинникової стрілки то момент, який створюється при обертанні буде **ПОЗИТИВНИЙ!!!**



$$M_x = m_x q S_{кр} l = m_x \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S_{кр} l = m_x 0,7 P_H M^2 S_{кр} l$$

поперечный момент

$+M_x$



$$M_z = m_z q S_{\text{кр}} b_a = m_z \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S_{\text{кр}} b_a = m_z 0,7 P_H M^2 S_{\text{кр}} b_a$$

ПОЗДОВЖНІЙ МОМЕНТ

$+M_z$





ШЛЯХОВИЙ МОМЕНТ

$$M_y = m_y q S_{кр} l = m_y \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S_{кр} l = m_y 0,7 P_H M^2 S_{кр} l$$

2.4.2. Коефіцієнти аеродинамічних сил

Коефіцієнтом аеродинамічної сили називається безрозмірна величина, яка дорівнює відношенню величини цієї сили до добутку швидкісного напору

$$q_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} = 0,7 P_H M^2 \quad \text{і характерної площі } S.$$

$$C_R = \frac{R}{q_{\infty} S}$$

У зв'язаній системі координат коефіцієнти аеродинамічних сил виражаються таким чином і мають відповідно назви:

$$C_x = \frac{X}{q_\infty S}; \quad C_y = \frac{Y}{q_\infty S}; \quad C_z = \frac{Z}{q_\infty S}$$

C_x – коефіцієнт поздовжньої сили;

C_y – коефіцієнт нормальної сили;

C_z – коефіцієнт поперечної сили.

$$C_x = \frac{2X}{\rho V^2 S}; \quad C_y = \frac{2Y}{\rho V^2 S}; \quad C_z = \frac{2Z}{\rho V^2 S}$$

У швидкісній системі координат коефіцієнти аеродинамічних сил виражаються таким чином і мають відповідно назви:

$$C_{x_a} = \frac{X_a}{q_\infty S}; \quad C_{y_a} = \frac{Y_a}{q_\infty S}; \quad C_{z_a} = \frac{Z_a}{q_\infty S}$$

C_{x_a} – коефіцієнт лобового опору;

C_{y_a} – коефіцієнт підйомної сили;

C_{z_a} – коефіцієнт бокової сили.

$$C_{x_a} = \frac{2X_a}{\rho V^2 S}; \quad C_{y_a} = \frac{2Y_a}{\rho V^2 S}; \quad C_{z_a} = \frac{2Z_a}{\rho V^2 S}$$

Коефіцієнтом аеродинамічного моменту називається безрозмірна величина, яка дорівнює відношенню величини цього моменту до добутку швидкісного напору $q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}$ характерної площі S і характерного лінійного розміру:

$$m_z = \frac{M_z}{q S_{кр} b_a}$$

$$m_x = \frac{M_x}{q S_{кр} l}$$

$$m_y = \frac{M_y}{q S_{кр} l}$$

коефіцієнт
поздовжнього
моменту

коефіцієнт
поперечного
моменту

коефіцієнт
шляхового
моменту

b_a і $l_{кр}$ – характерний лінійний розмір
(середня аеродинамічна хорда і розмах крила відповідно)