

ЛЕКЦІЯ № 5

з навчальної дисципліни

“Аеродинаміка та динаміка польоту літака”

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

Заняття 1. Аеродинамічні характеристики крила.

Навчальна та виховна мета: Визначити геометричні параметри крила, складові його опору, поняття про центр тиску і фокус крила. Виховувати у курсантів навички самостійного аналізу аеродинамічних характеристик, відповідальність за отримання знань.

Навчальна література:

Аэродинамика ЛА и гидравлика их систем / под ред. Ништа М. И. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е .Жуковского, 1981.– 160 ...181

Навчальні питання:

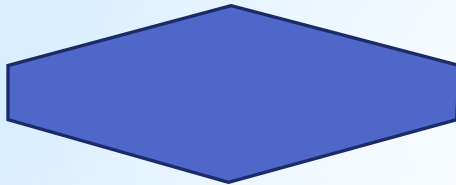
- 3.1. Основні геометричні параметри крила.**
- 3.2. Центр тиску та аеродинамічний фокус крила.**
- 3.3. Сила опору крила та її складові.**
- 3.4. Поляра та аеродинамічна якість крила при малих числах M . Максимальна аеродинамічна якість крила.**
- 3.5. Особливості обтікання повітряним потоком стрілоподібного крила.**
- 3.6. Вплив геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики при малих числах Маха**

3.1. ОСНОВНІ ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ КРИЛА

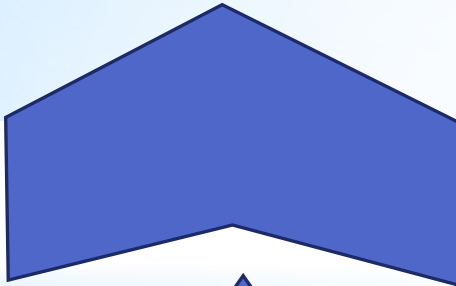
Форма крила в плані характеризує проекцію крила на площину хорд.



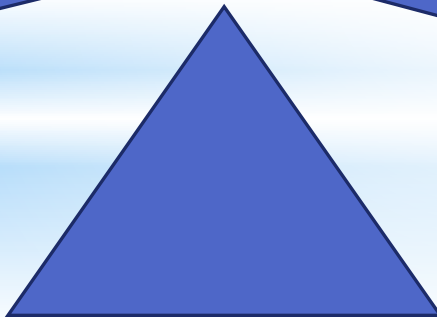
прямокутна



трапецієподібна



стрілоподібна



трикутна



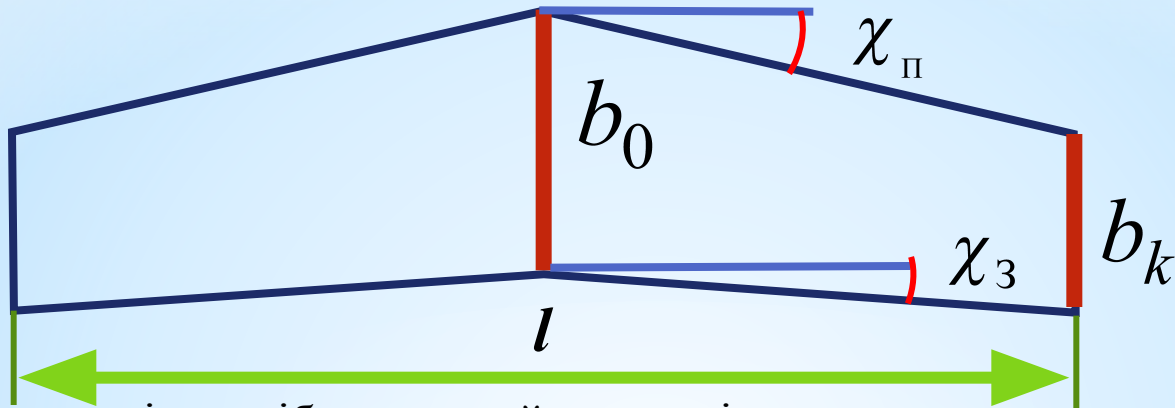


самолет франции Rafale M









Розглянемо стрілоподібне крило, його розміри характеризуються:

b_0 - кореневою хордою

b_k - кінцевою хордою

розмахом l – це відстань від лівої кінцевої хорди до правої

площею крила

$$S = b_{\text{cp}} l$$

$$b_{\text{cp}} = (b_0 + b_k) / 2$$

$\chi_{\text{п}}$ стрілоподібністю по передній крайці крила

$\chi_{\text{з}}$ стрілоподібністю по задній крайці крила

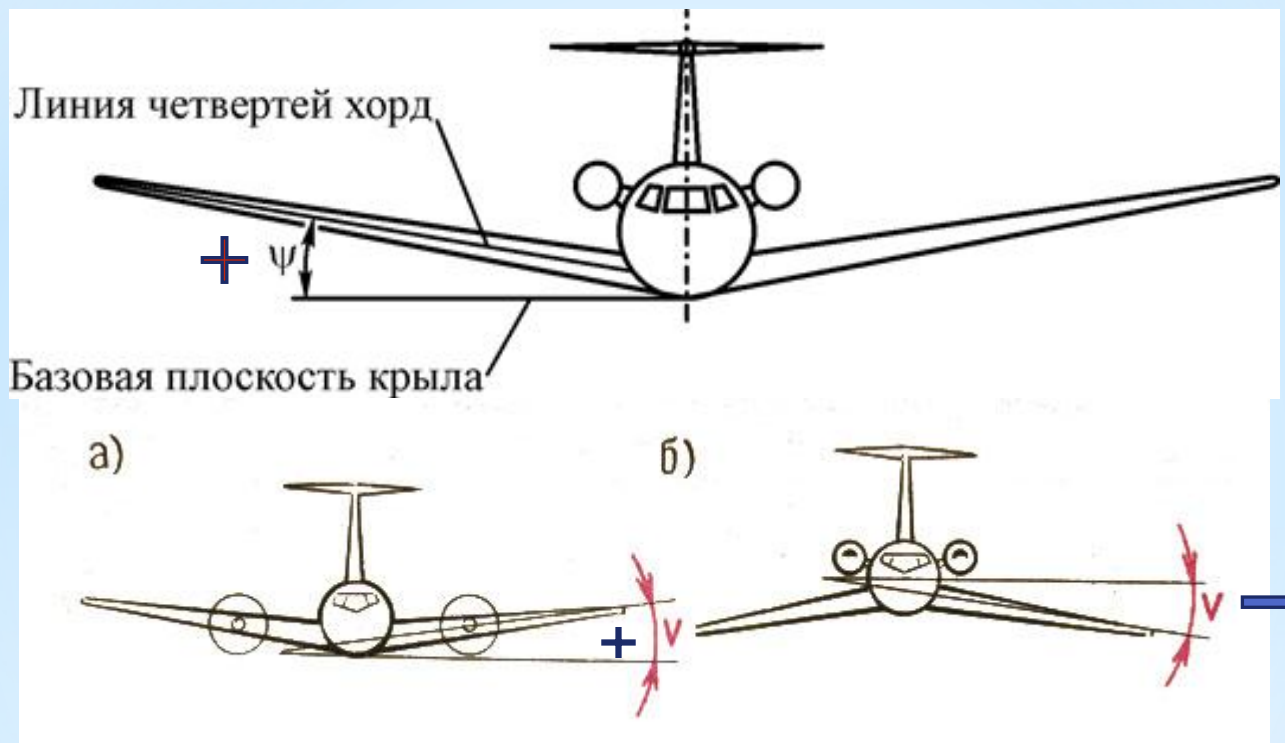
Безрозмірні параметри крила:

$$\eta = b_0 / b_k$$

-звуження

$$\lambda = l^2 / S$$

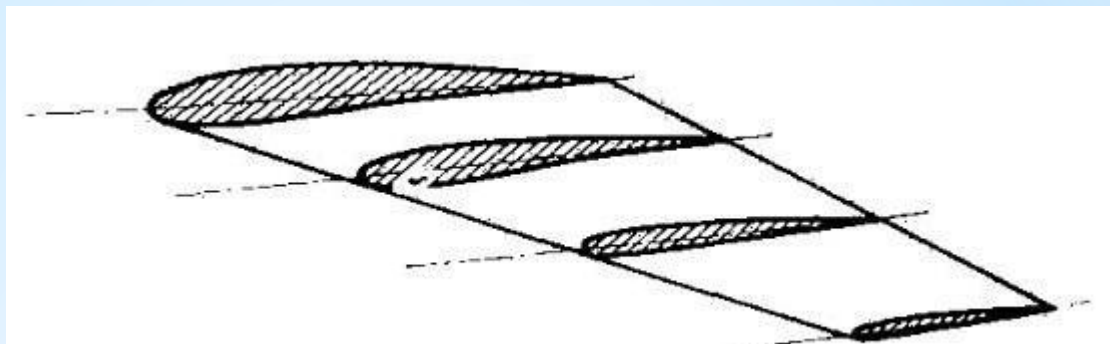
- подовження



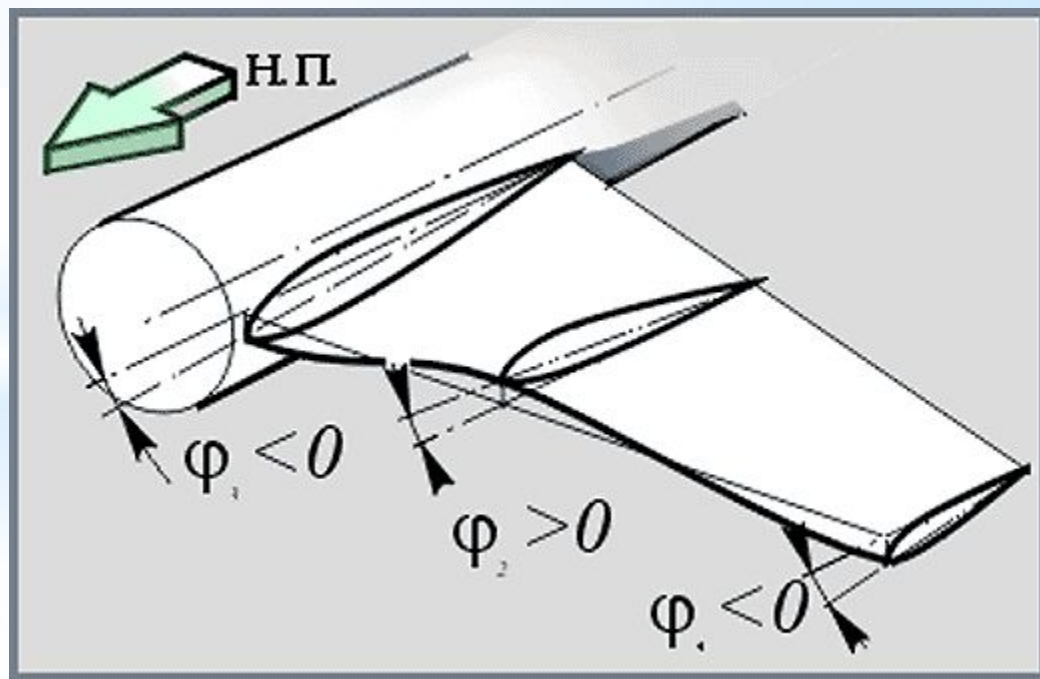
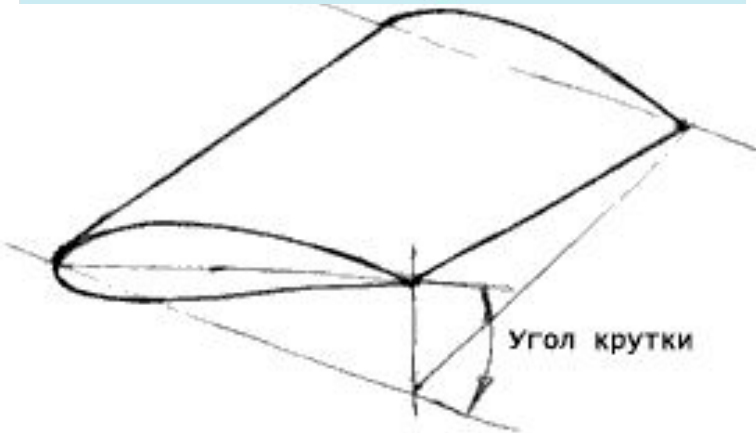
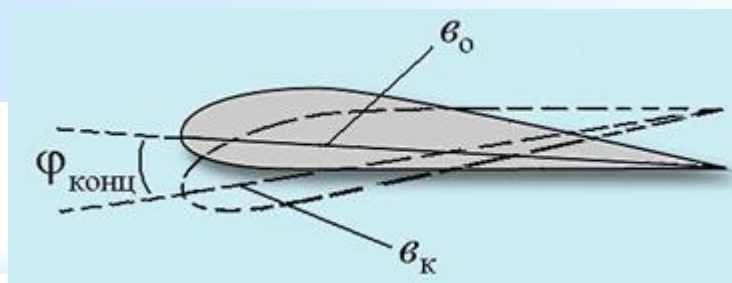
Поперечна форма крила в плані при виді спереду характеризується кутом поперечного „ V ” — $\psi_{\text{кр}}$

Крутка крила досягається аеродинамічною або геометричною круткою.

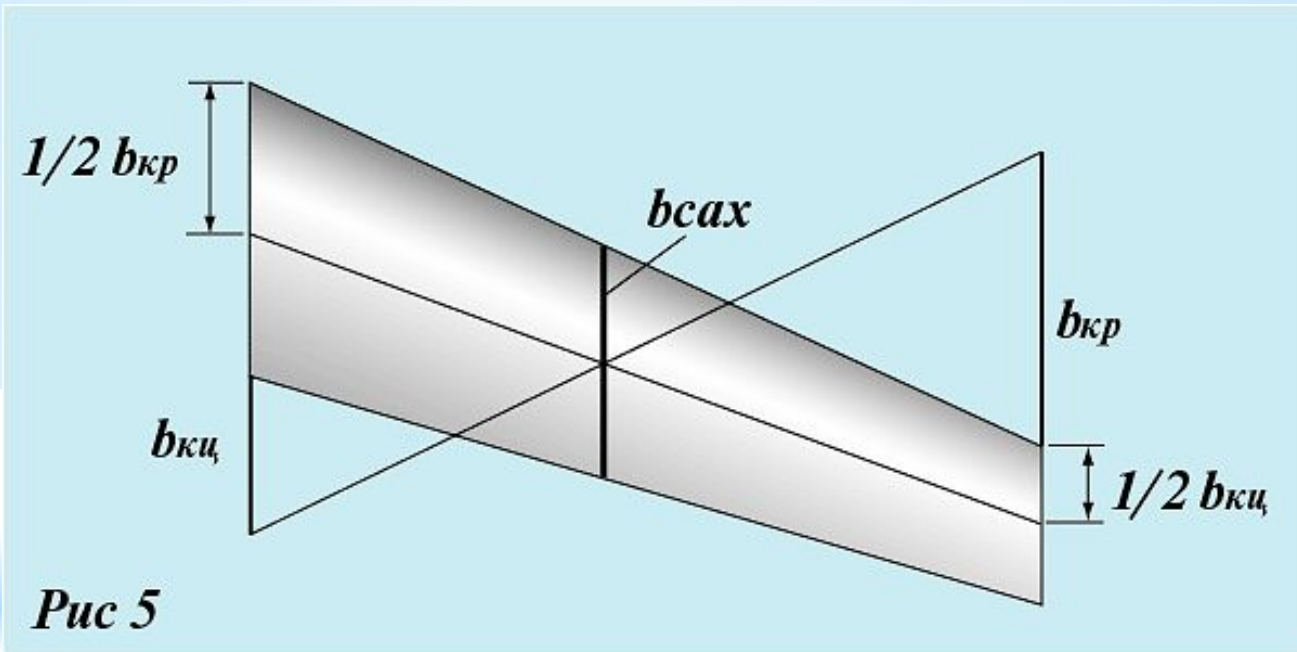
Аеродинамічна крутка забезпечується складанням крила з різних профілів по розмаху.



Геометрична крутка здійснюється деформацією крила, тобто повертанням його перерізів відносно одне одного і часто використовується на стрілоподібних крилах для попередження передчасного зриву потоку.

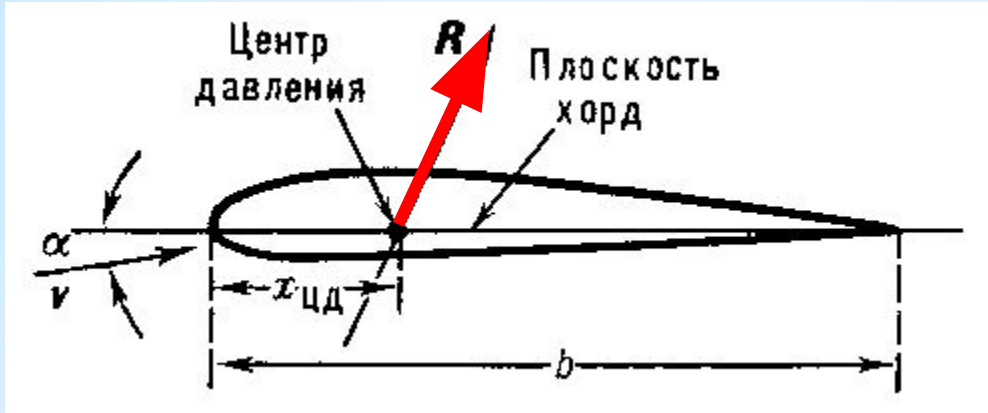


Для порівняння АХ крил різної форми треба мати можливість зводити їх до характеристик деякого еквівалентного крила. Так, для крила довільної форми можливо підібрати прямокутне крило тієї ж площі, яке має сході коефіцієнти підйомної сили та моменту тангажу. Хорду такого прямокутного крила називають **середньою аеродинамічною хордою (САХ)**.



3.2. ЦЕНТР ТИСКУ І ФОКУС КРИЛА

Точка перетину повної аеродинамічної сили з САХ є **центром тиску крила.**



Фокус – це точка на САХ крила, відносно якої момент не змінюється при зміні кута атаки та дорівнює

$$m_{z_0}$$

Стосовно положення фокусу крила, можна приблизно прийняти, що фокус на САХ крила співпадає з фокусом профілю, з якого складене дане крило.

3.3. СИЛА ОПОРУ КРИЛА ТА ЇЇ СКЛАДОВІ

Сила опору X_a крила виникає внаслідок дії дотичних сил тертя та нормальних сил тиску.

У загальному випадку сила лобового опору являє собою суму профільного та індуктивного опору, а коефіцієнт опору дорівнює:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_i}$$

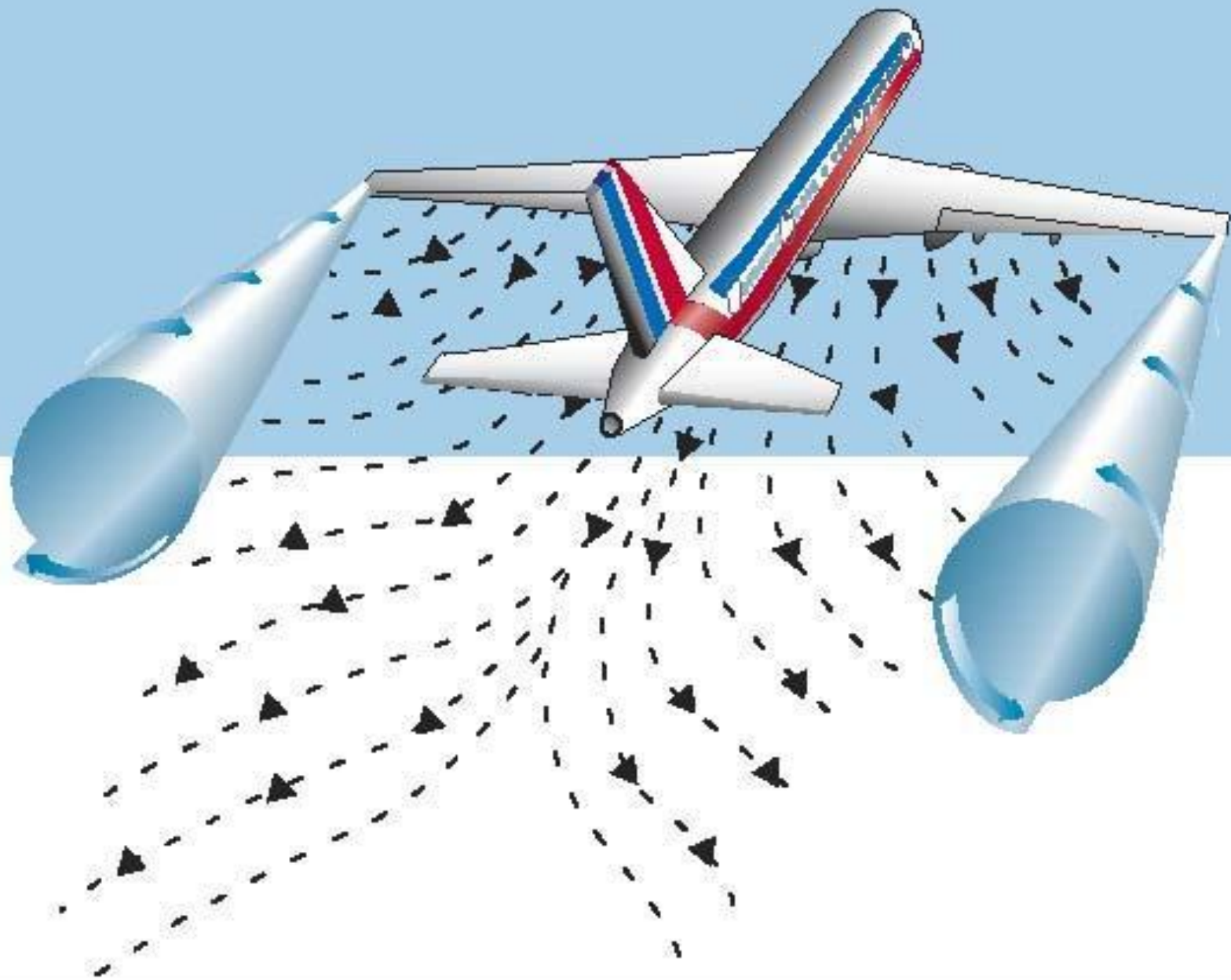
C_{x_0} - величина коефіцієнта лобового опору, коли підйомна сила дорівнює нулю

$$C_{x_0} = C_{x_{тр}} + C_{x_{тис}}$$

$C_{x_{тр}}$ - опір тиртя

$C_{x_{тис}}$ - опір тиску

C_{x_i} – коефіцієнт індуктивного опору



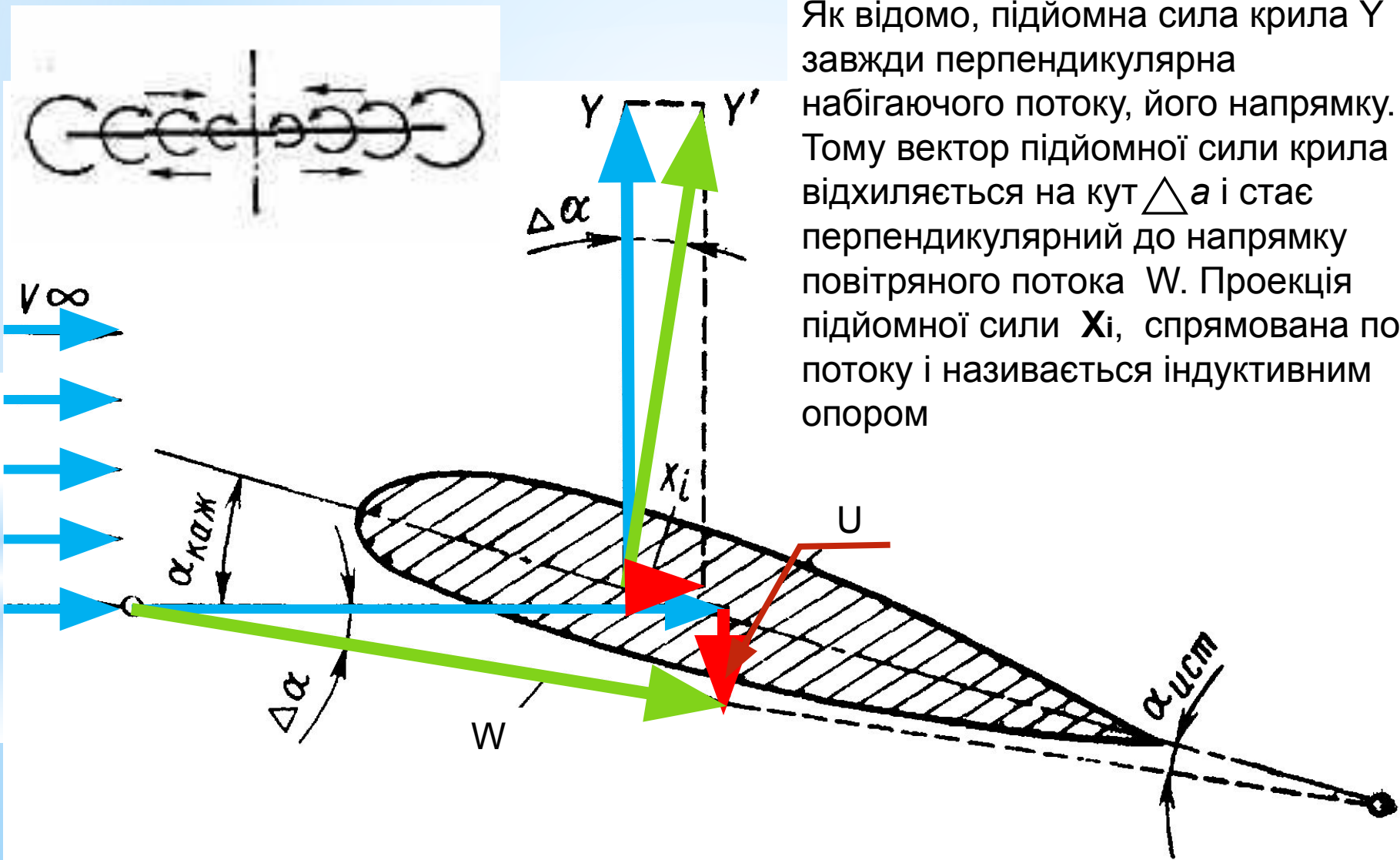
Індуктивний опір - це приріст лобового опору, пов'язаний з утворенням підйомної сили крила. При обтіканні крила необуреним повітряним потоком виникає різниця тисків над крилом і під ним. У результаті частина повітря на кінцях крил перетікає із зони більшого тиску в зону меншого тиску.

Потік повітря перетікає з нижньої поверхні крила на верхню і накладається на повітряний потік, набігаючий на верхню частину крила, що призводить до утворення завихрень маси повітря за задньою кромкою, тобто утворюється вихровий джгут. Повітря у вихровому джгуті обертається. Швидкість обертання вихрового джгута різна, в центрі вона найбільша, а по мірі віддалення від осі вихору - зменшується. Так як повітря володіє в'язкістю, то обертовий потік повітря в джгуті захоплює за собою навколишнє повітря.

Вихрові джгути лівого і правого полукрыльев обертаються в різні сторони таким чином, що в межах крила рух повітряних мас спрямована зверху вниз.

Такий рух повітряних мас повідомляє повітряному потоку, обтекающому крило, додаткову швидкість, спрямовану вниз зі швидкістю U .

Як відомо, підйомна сила крила Y завжди перпендикулярна набігаючого потоку, його напрямку. Тому вектор підйомної сили крила відхиляється на кут $\Delta\alpha$ і стає перпендикулярний до напрямку повітряного потоку W . Проекція підйомної сили X_i , спрямована по потоку і називається індуктивним опором







Збільшення підйомної сили призводить до зростання перепаду тисків на нижній і верхній поверхнях і інтенсивності вихорів. Отже, збільшуються кути скосу потоку і індуктивний опір. Таким чином, індуктивний опір обумовлений наявністю підйомної сили. Коефіцієнт індуктивного опору визначається:

$$C_{x_i} = AC_{y_a}^2$$

де A – коефіцієнт відвалу поляри.

$$A = \frac{1}{C_{y_a}^\alpha} - \frac{C_m}{C_{y_a}^2}$$

Таким чином, з урахуванням коефіцієнтів профільного та індуктивного опорів значення коефіцієнта лобового опору може бути встановлено рівнянням:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + AC_{y_a}^2$$

При $C_{y_a} = 0$ тоб то $\alpha = \alpha_0 \rightarrow C_{x_a} = C_{x_0}$

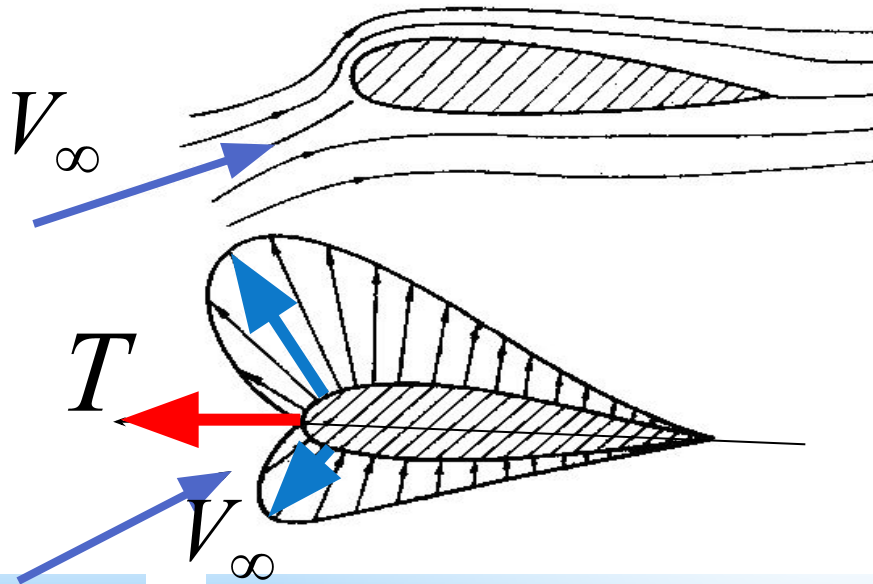
A – коефіцієнт відвалу поляри;

C_m – коефіцієнт підтягувальної сили

$$A = \frac{1}{C_{y_a}^\alpha} - \frac{C_m}{C_{y_a}^2}$$

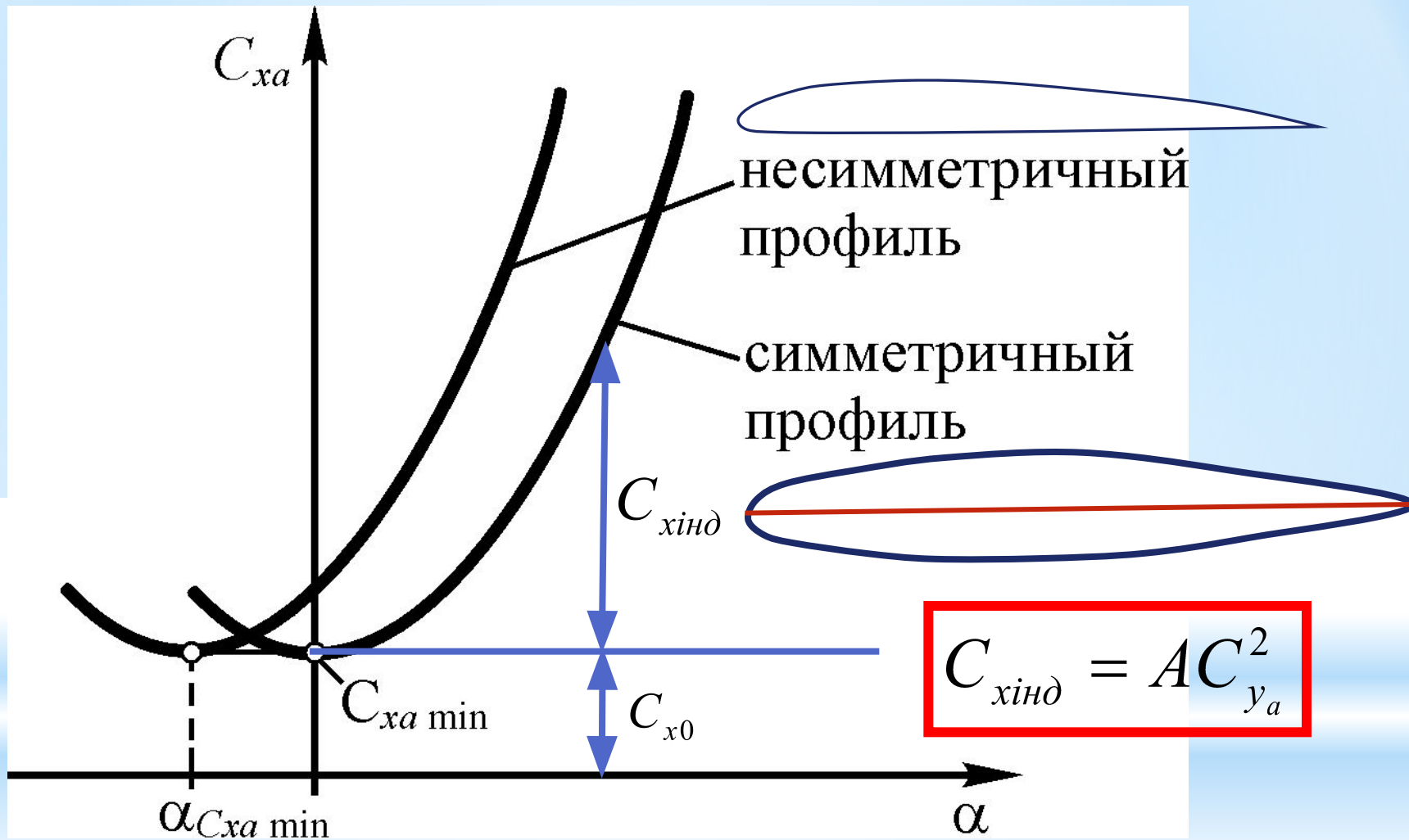
При $(\alpha \neq \alpha_0)$ $C_{y_a} \neq 0$ струминки, обтікаючи носок, деформуються, площа їх поперечного перерізу зменшується. Тиск на носку падає і внаслідок цього з'являється сила, діюча вздовж хорди крила вперед. Ця сила називається **підтягувальною** і позначається T , її коефіцієнт дорівнює

$$C_m = \frac{T}{q_\infty S}$$



Необхідна умова: підтягувальна сила реалізується при обтіканні заокругленої дозвукової передньої крайки.

У загальному випадку залежність $C_{x_a}(\alpha)$



$$C_{x_{\text{інд}}} = AC_{y_a}^2$$

$$C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_{\text{інд}}}$$

$$C_{x_a} = C_{x_0} + AC_{y_a}^2$$

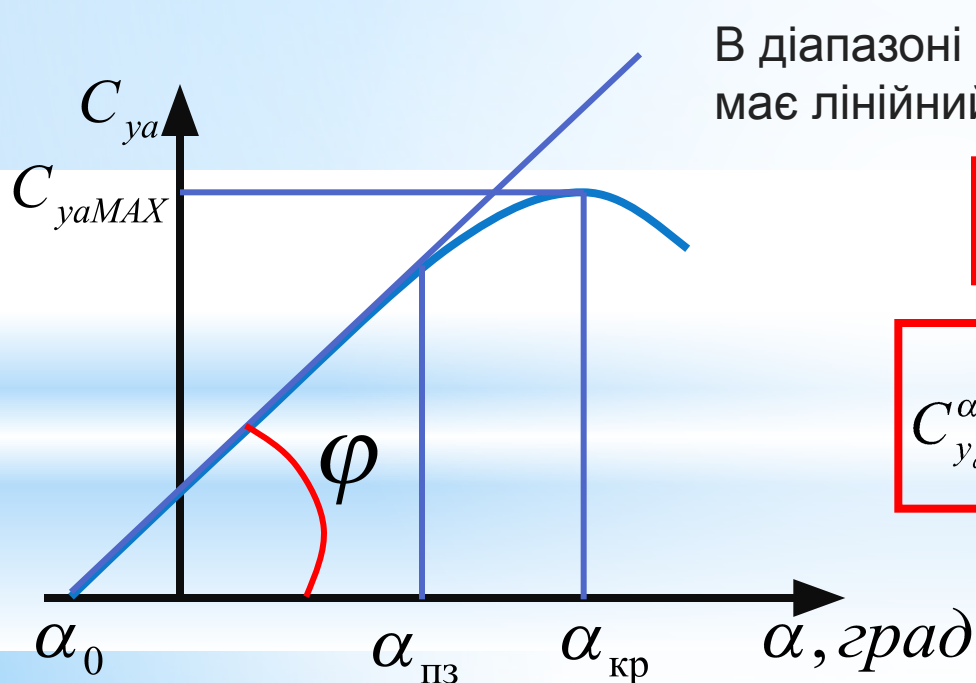
Залежність коефіцієнта C_{ya} від кута атаки α . Характерні кути.

На рис. можна виділити три характерних кута:

α_0 – кут атаки, на якому підйомна сила крила дорівнює нулю.

$\alpha_{пз}$ – кут початку зриву потоку на крилі (кут «трясіння»);

$\alpha_{кр}$ – критичний кут атаки, на якому зрив потоку захоплює більшу частину верхньої поверхні крила.



В діапазоні $\alpha_0 - \alpha_{пз}$ залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ має лінійний характер і описується формулою

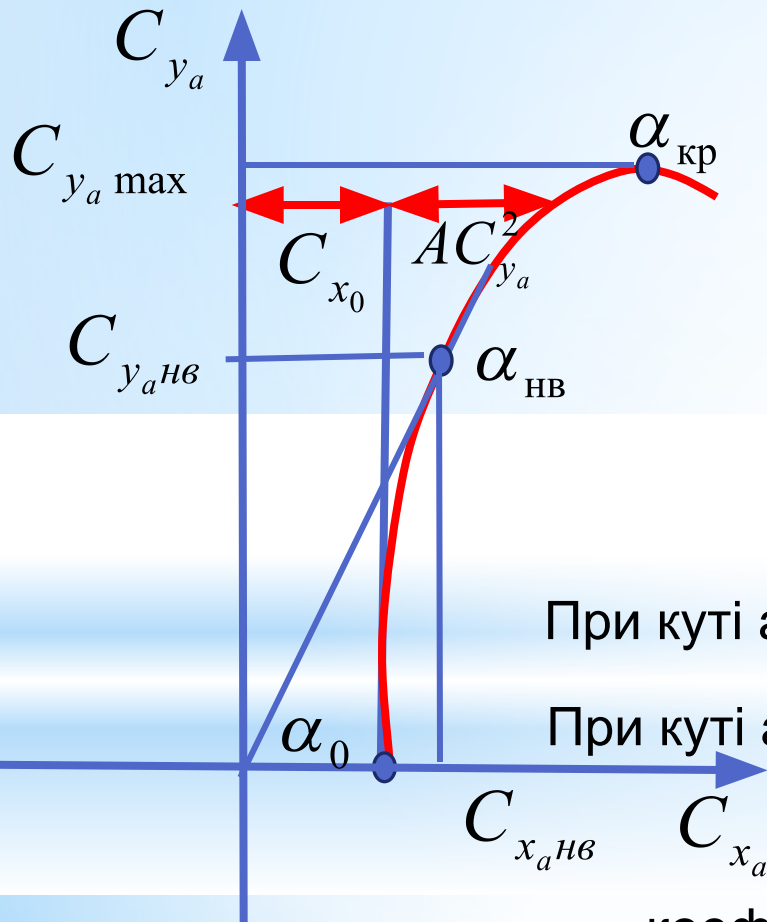
$$C_{ya} = C_{ya}^a (\alpha - \alpha_0)$$

$$C_{ya}^\alpha = \frac{dC_{ya}}{d\alpha} = \frac{\Delta C_{ya}}{\Delta \alpha} = \operatorname{tg} \varphi$$

3.4. ПОЛЯРА ТА АЕРОДИНАМІЧНА ЯКІСТЬ КРИЛА ПРИ МАЛИХ ЧИСЛАХ М. МАКСИМАЛЬНА АЕРОДИНАМІЧНА ЯКІСТЬ КРИЛА

Полярю першого роду називається залежність коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта лобового опору, тобто залежність

$$C_{y_a} = f(C_{x_a})$$



Звичайно полярю представляють у вигляді графіку, на якому також нанесені кути атаки.

полярю описується рівнянням квадратної параболи.

$$C_{x_a} = C_{x_0} + AC_{y_a}^2$$

При куті атаки $\alpha = \alpha_0$, $\rightarrow C_{y_a} = 0$ $C_{x_a} = C_{x_0}$

При куті атаки, який дорівнює критичному $(\alpha = \alpha_{кр})$

коефіцієнт підйомної сили досягає свого максимального значення $(C_{y_a \max})$



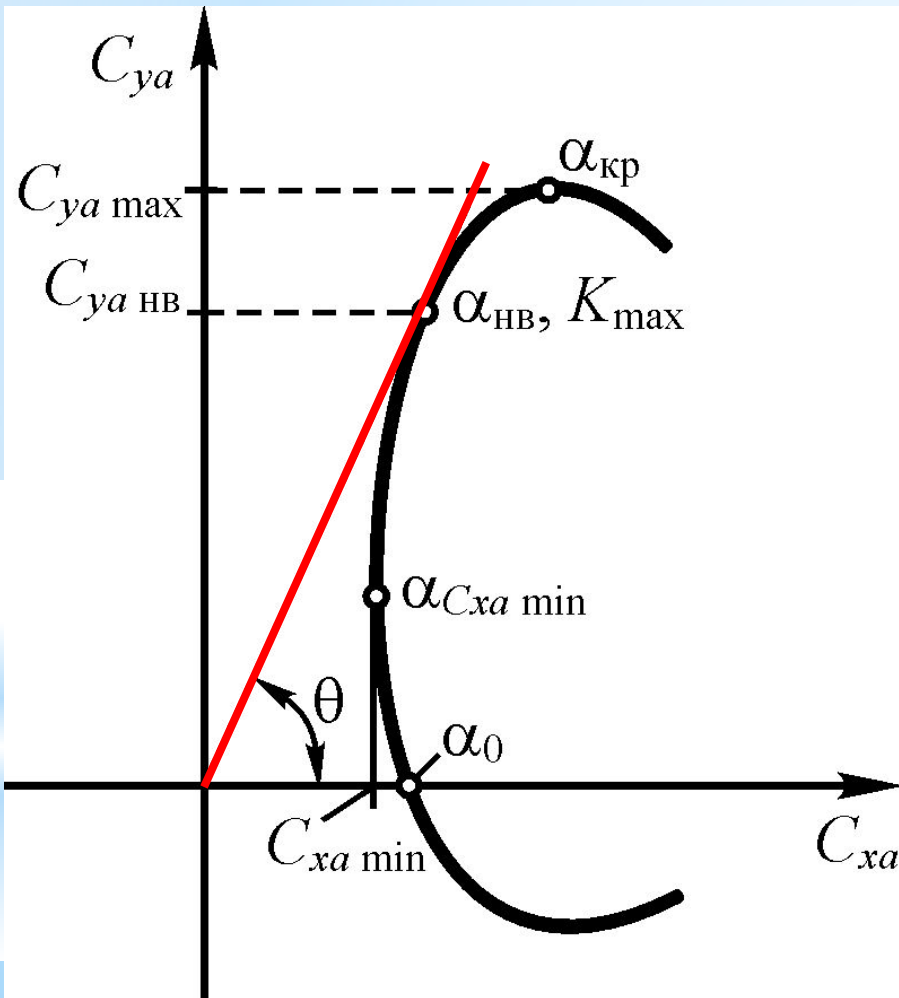
В аеродинаміці для оцінки аеродинамічної досконалості крила і ЛА найважливіше значення має аеродинамічна якість, яка показує відношення підйомної сили до сили лобового опору, або співвідношення коефіцієнтів відповідних сил:

$$K = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}$$

Якщо на графіку поляри першого роду значення коефіцієнтів мають єдиний масштаб, то для визначення аеродинамічної якості достатньо з початку координат провести пряму до точки на графіку поляри, що відповідає заданому куту атаки, тоді

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}} = K$$

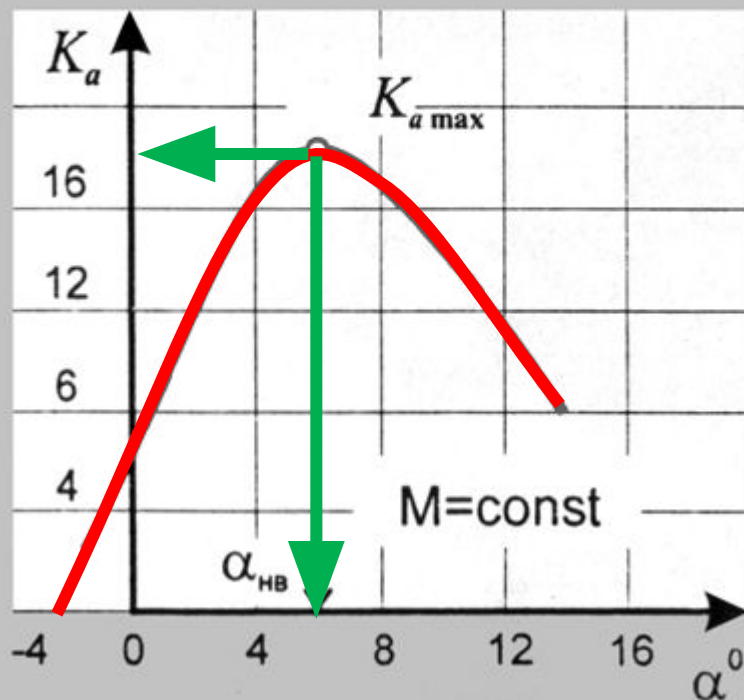
де Θ – кут якості.



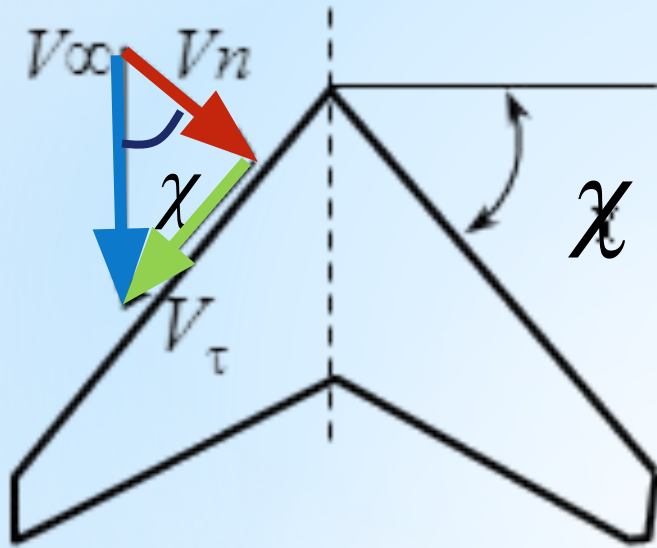
Цілком очевидно, що аеродинамічна якість залежить від кута атаки. З ростом α якість спочатку зростає, так як більш інтенсивно росте C_{y_a}

досягає максимального значення K_{\max}

Кут атаки, при якому реалізується K_{\max} називається найвигіднішим кутом атаки $\alpha_{\text{нв}}$.



3.5. ПРИНЦИП РОБОТИ СТІЛОПОДІБНОГО КРИЛА



вектор швидкості незбуреного потоку спрямований не перпендикулярно до передньої крайки крила. Розкладемо вектор швидкості набігаючого потоку на дві складові: перпендикулярну і дотичну до передньої крайки крила:

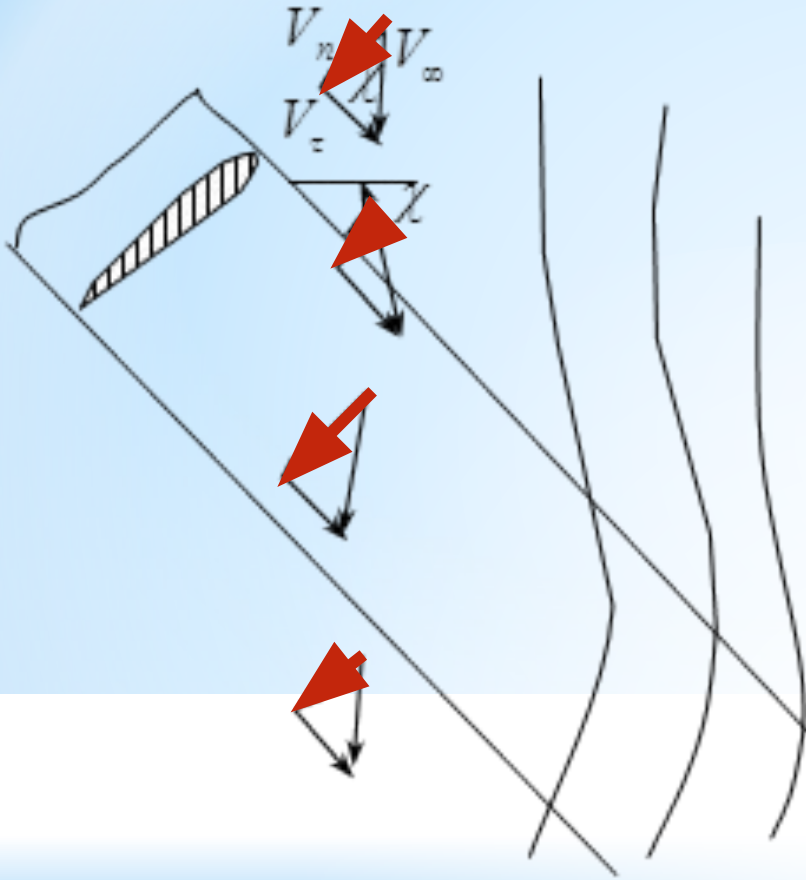
$$V_n = V \cos \chi$$

$$V_{\tau} = V \sin \chi$$

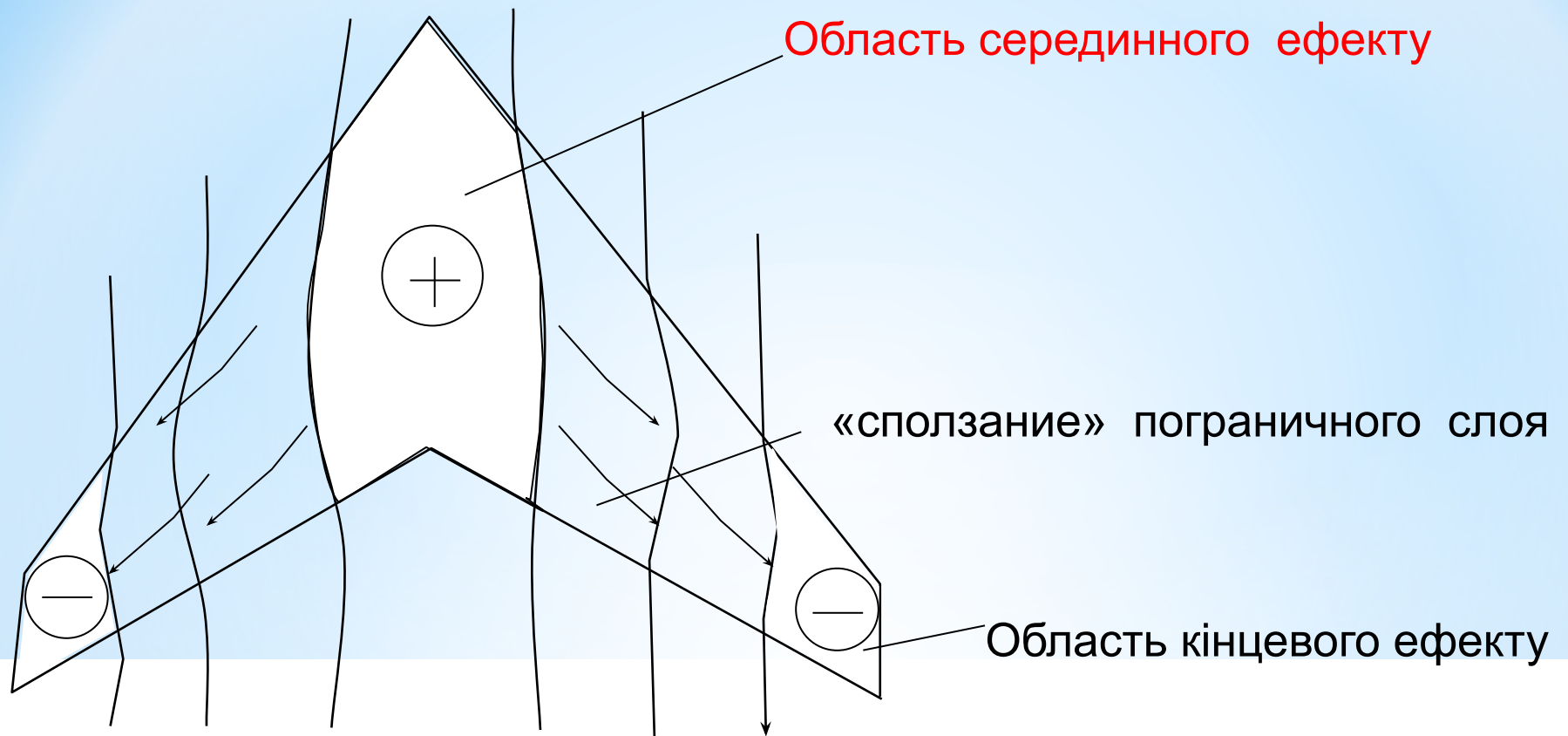
можна вважати, а стрілоподібне крило за величиною сил тиску аналогічне до прямокутного крила, яке обтікає повітряний потік з швидкістю

$$V_n = V \cos \chi$$

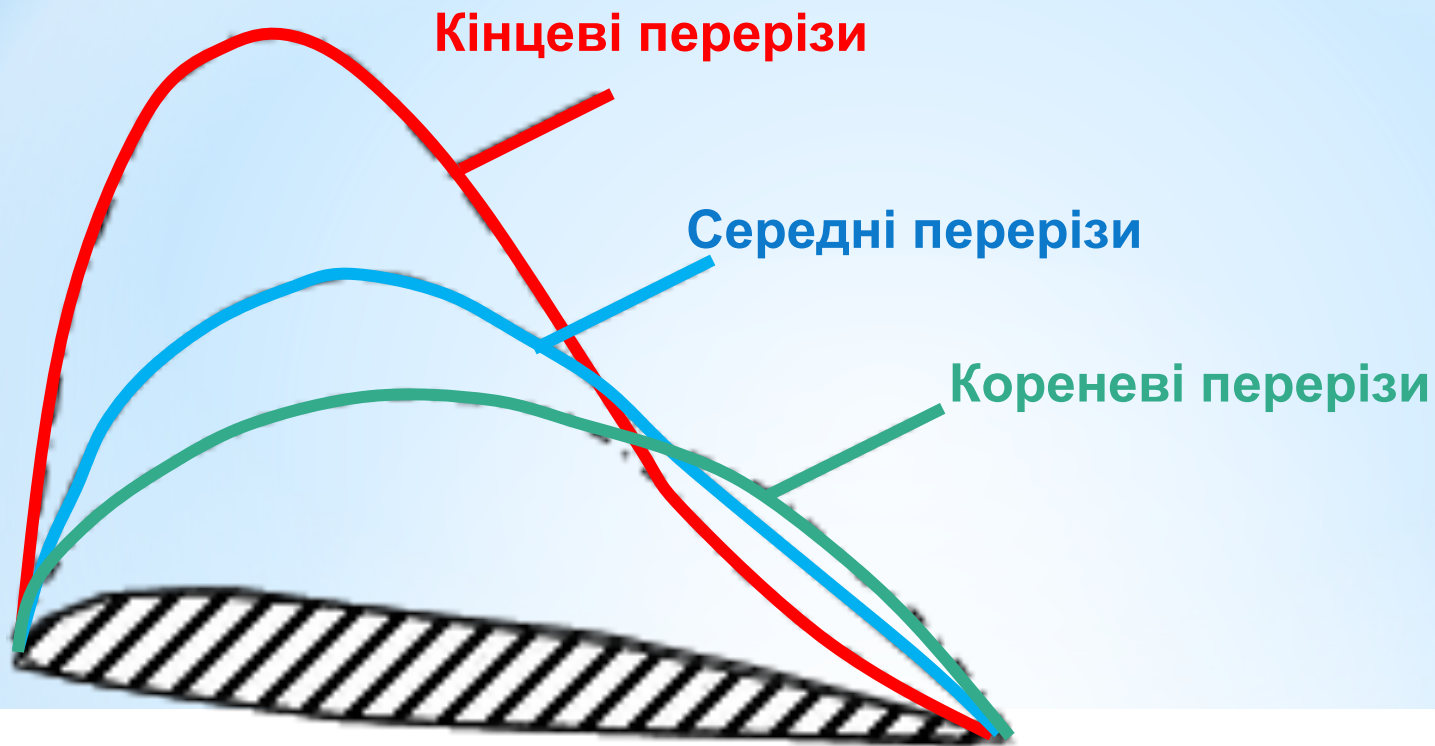
Впродовж хорди нормальна складова V_n постійно змінюється



При наближенні до передньої крайки потік гальмується, нормальна швидкість зменшується і потік розвертається вправо. Далі, при обтіканні перерізу крила потік розганяється, нормальна швидкість зростає (до максимальної в точці найбільшої товщини), а струминки розвертаються вліво. При наближенні до задньої крайки потік знов гальмується, зменшується до вихідного значення, і струминки знов розвертаються вправо, до вихідного напрямку.



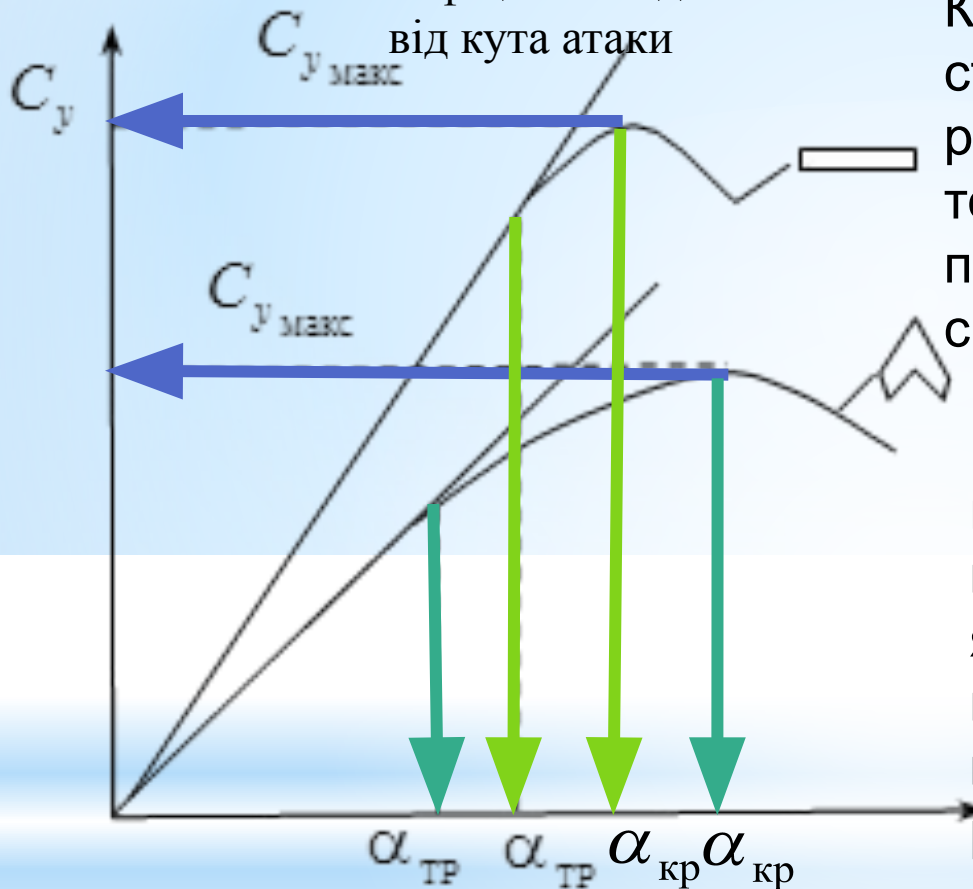
Обтікання стрілоподібного крила приводить до викривлення ліній току до кінців крила в центральній частині крила. Внаслідок утворюється область так званого **срединного ефекту** стрілоподібного крила. Вона характеризується розширенням повітряного потоку у горизонтальній площині, зменшенням швидкості і підвищенням тиску. На кінцях крила відбувається стискання струминок у горизонтальній площині, інтенсивний розгін потоку, і, як наслідок, зменшення тиску. Це явище отримало назву **кінцевого ефекту стрілоподібного крила**.



Внаслідок нерівномірного розподілу тиску в різних перерізах крила і наявності серединного і кінцевого ефектів коефіцієнт підйомної сили у кінцевих перерізах стрілоподібного крила значно вищий, ніж у центральній частині. Отже, саме в цих перерізах починається зрив потоку. Чим більша стрілоподібність крила, тим більше проявляються ці ефекти.

3.6. ВПЛИВ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ МАЛИХ ЧИСЛАХ М

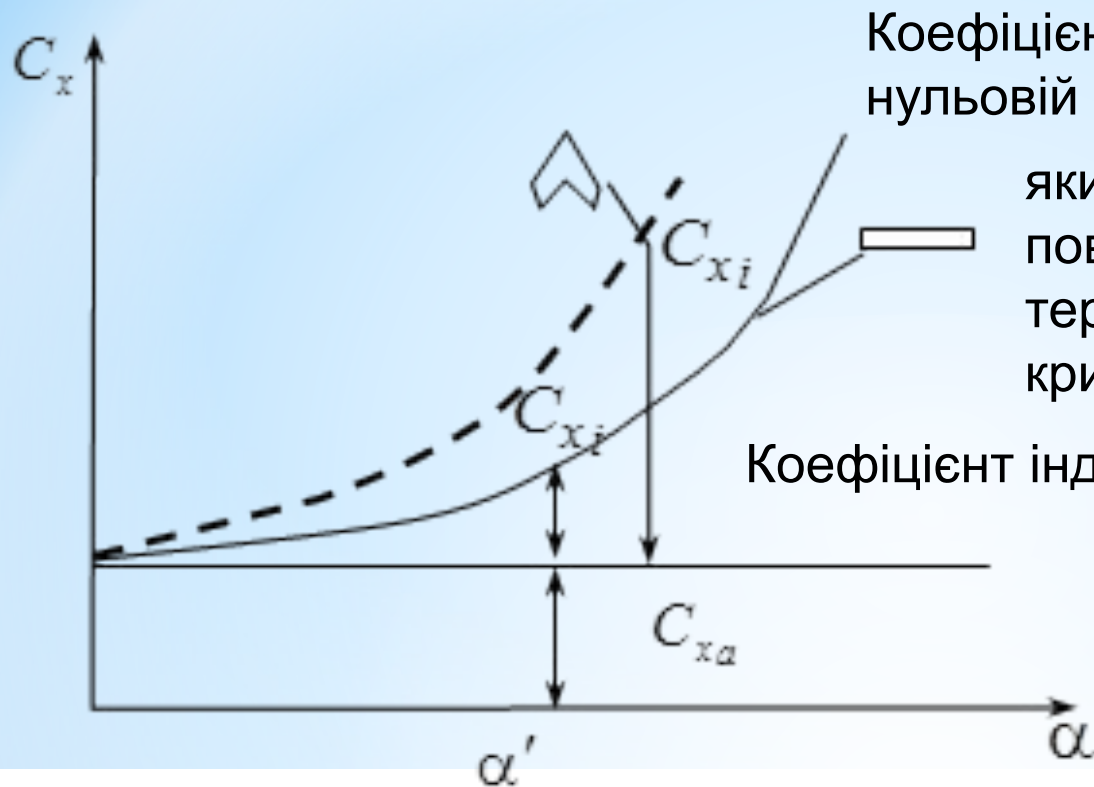
Залежність коефіцієнта підйомної сили



Коефіцієнт підйомної сили стрілоподібного крила при всіх інших рівних умовах менше, ніж у прямого, тому що у створенні підйомної сили приймає участь тільки нормальна складова швидкості $V_n = \cos \chi$

Відповідно, і несучі властивості менші, ніж у прямого крила. Кут початку аеродинамічного трясіння, який приблизно дорівнює куту початку зриву, у стрілоподібного крила також менший за рахунок раннього кінцевого зриву.

При подальшому зростанні кута атаки область попереджувального аеродинамічного трясіння стрілоподібного крила лежить в більш широкому діапазоні кутів атаки за рахунок повільнішого розвитку зриву потоку по розмаху крила. Критичний кут атаки для прямого крила менший, ніж для стрілоподібного.



Коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі (C_{x_0})

який при малих M практично повністю визначається опором тертя, від стрілоподібності крила залежить незначно.

Коефіцієнт індуктивного опору (C_{xi})

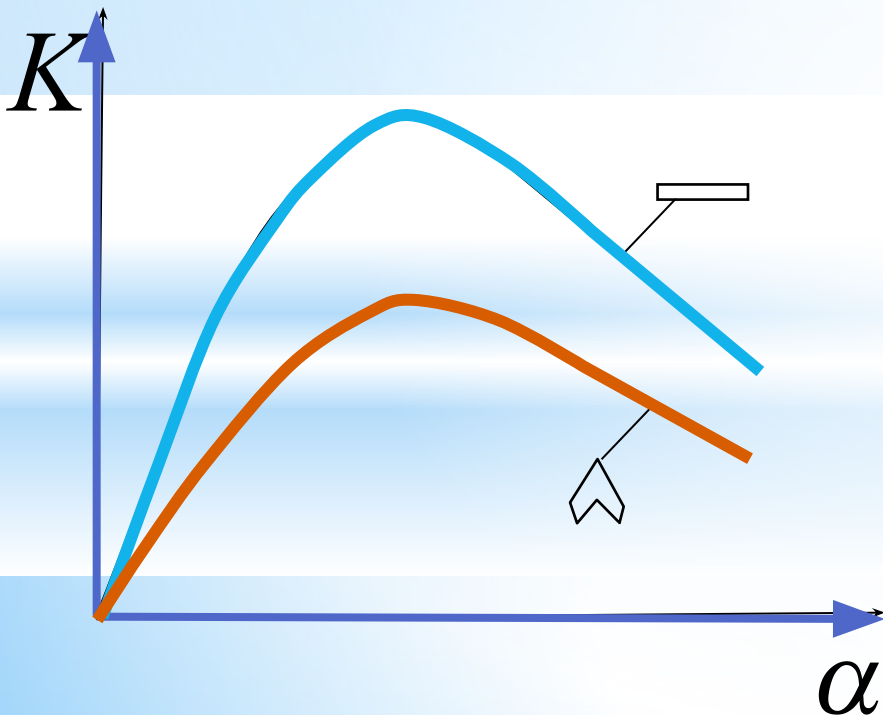
при збільшенні стрілоподібності крила значно зростає внаслідок перетікання повітря з нижньої на верхню поверхню крила вздовж всієї передньої крайки крила.

У загальному випадку вважають, що коефіцієнт індуктивності:

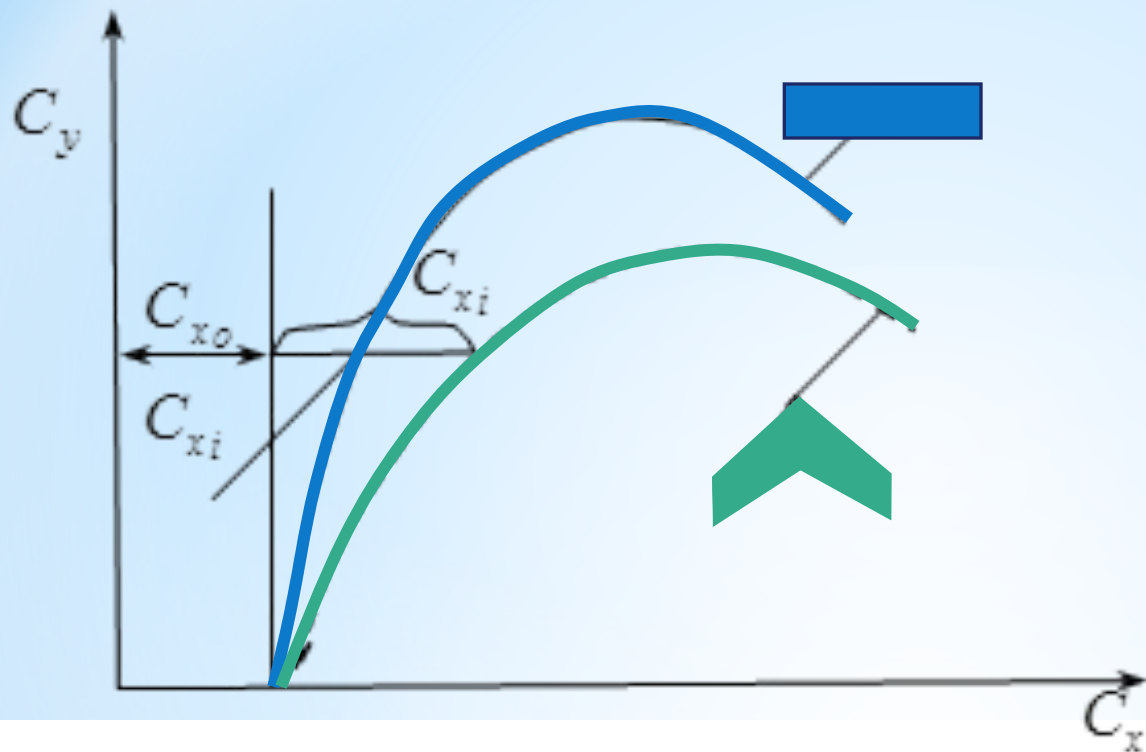
$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{еф}}} \quad \text{де} \quad \lambda_{\text{еф}} = f(\lambda, \chi, \eta) - \text{ефективне подовження крила.}$$

При відсутності підтягувальної сили :

$$A = \frac{1}{C_{y_a}^\alpha}$$



Збільшення індуктивного опору і зниження несучих властивостей стрілоподібного крила приводить до зниження його аеродинамічної якості при малих дозвукових швидкостях (малих числах M) порівняно з прямокутним.



Поляра стрілоподібного крила має більший нахил (відвал) вправо, ніж у прямого крила з причини більшої індуктивної складової опору.