

**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

за ТЕМОЮ 7. «Аеродинамічні характеристики профілю і несучих поверхонь
літальних апаратів»

Харків 2021

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 23.09.2021 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою Кременчуцького
льотного коледжу Харківського
національного університету внутрішніх
справ
Протокол від 22.09.2021 № 2

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації, протокол від
10.09.2021 № 2

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 Професор Кременчуцького Державного національного
університету ім. Михайла Остроградського, д. ф - м. н., професор, лауреат
Державної премії України в галузі науки і техніки, Єлізаров О. І.

2 Викладач-методист циклової комісії природничих дисциплін КЛК
ХНУВС, к. т. н., доцент, спеціаліст вищої категорії, лауреат Державної
премії України в галузі науки і техніки, Лісовенко В. Д.

ЛЕКЦІЯ 7.1: Призначення і форми несучих поверхонь, геометричні характеристики профіля крила

План лекції:

- 1 Призначення і форми несучих поверхонь літальних апаратів.
- 2 Геометричні характеристики профілю і несучих поверхонь.
- 3 Поняття про середню аеродинамічну хорду крила.
- 4 Системи координат, які використовуються в аерогідрогазодинаміці.

Рекомендована література:

Основна література:

- 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 І, «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 заг. 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 І «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.

Допоміжна література:

- 1 Мхитарян А. М., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 430 с.
- 2 Кокуніна Л. Х., Основи аеродинаміки. Підручник.-М.: Транспорт, 1976.– 208 с.

- 3 Прицкер Д. М., Сахаров Г. И., Аеродинаміка. Підручник. - М.: Машинобудування, 1968. – 310 с.
- 4 Володко А. М., Вертолiт в особливій ситуації. Підручник. – М.: Транспорт, 1992. – 262 с.
- 5 Володко А. М., Безпека польотів вертольотів. Підручник. – М.: Транспорт, 1981. – 224 с.
- 6 Володко А. М., Горшков В. А. Вертольоти: Довідник по аеродинаміці, динаміці польоту вертольоту. Навчальний посібник. – М.: Воєнвидат, 1992. – 557 с.
- 7 Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1973. – 446 с.
- 8 Бураго Г. Ф. Аеродинаміка, Ч.1. Підручник. - М.: ВПА ім. М. Є. Жуковського, 1957. – 350 с.
- 9 Вотяков В. Д., Аеродинаміка ЛА і гiдравліка їх систем, Ч.1. Аеродинаміка. Підручник. - М.: ВПА ім. М. Є. Жуковського, 1972. – 652 с.
- 10 Дьяченко А. А., Літальні апарати і безпека польоту. Підручник. - М.: ВПА ім. М. Є. Жуковського, 1987. – 626 с.
- 11 Базов Д. И., Аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Транспорт, 1972. – 184 с.
- 12 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А., Практична аеродинаміка вертольотів. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1984. – 484 с.
- 13 Володко А. М., Основи льотної експлуатації вертольотів. Аеродинаміка. Підручник. - М.: Транспорт, 1984. – 256 с.
- 14 Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокopter, 2008. – 280 с.
- 15 Нашукевич А. В., Аеродинаміка літака. Підручник. - М.: Воєнвидат, 1966. – 208 с.
- 16 Мхитарян А. М., Збірник задач по курсу “Аеромеханіка”. Навчальний посібник - К.: КІЩА, 1976. – 100 с.

Нормативна література:

- 1 ДСТУ 22499 - 77. Апарати винтокрилі. Механіка польоту в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1981.
- 2 ДСТУ 23281 - 78. Аеродинаміка летальних апаратів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1981.
- 3 ДСТУ 20058 - 80. Динаміка літальних апаратів в атмосфері. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1976.

- 4 ДСТУ 23199 - 80. Газодинаміка. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1978.
- 5 ДСТУ 221890 - 76. Фюзеляж, крила і оперіння літаків і вертольотів. Терміни. Визначення і літерні позначення. Видавництво стандартів, 1976.

ЛЕКЦІЯ 7.1: ПРИЗНАЧЕННЯ І ФОРМИ НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ, ГЕОМЕТРИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА

План лекції:

- 7.1.1 Призначення і форми несучих поверхонь літальних апаратів
- 7.1.2 Геометричні характеристики профілю і несучих поверхонь
- 7.1.3 Поняття про середню аеродинамічну хорду крила
- 7.1.4 Системи координат, які використовуються в аерогідрогазодинаміці

7.1.1 Призначення і форми несучих поверхонь

Несучі поверхні **ЛА** призначені для створення аеродинамічної підйомної сили, що забезпечує можливість польоту **ЛА**, які важчі за повітря і виконання необхідних еволюцій в просторі. До таких поверхонь відносяться:

- крила літаків;
- несучі гвинти гвинтокрилих апаратів.

У широкому діапазоні практичного застосування найбільш вигідними несучими поверхнями **ЛА** є крила, які різняться за розмірами, кількістю і формою в плані. Несучі гвинти гвинтокрилих апаратів знайшли застосування в більш вузькому діапазоні умов використання.

Розрізняють різні форми крил в плані (*рис 7.1.1*):

- прямокутні, трапецієподібні; комбіновані;
- стрілоподібні, трикутні;
- еліпсовидні, готичні;
- складної форми (трикутне з напливом в кореневій частині);

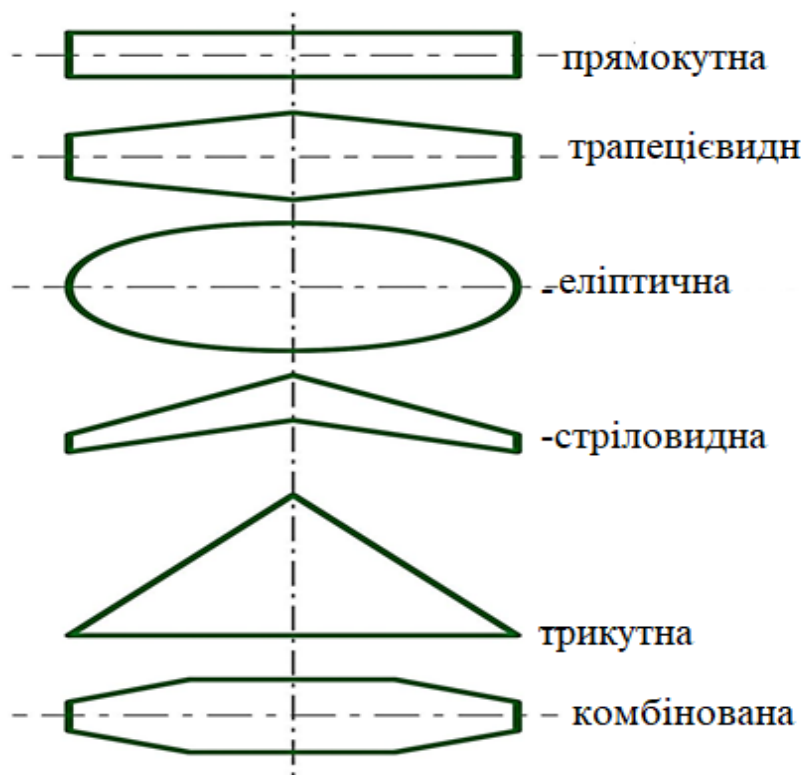


Рис 7.1.1 Схема форм несучих поверхонь ПС в плані

Несучий гвинт складається з лопатей. Кожна лопать являє собою частину (консоль) крила, яка обертається навколо осі обертання. Крило і лопаті **НГ** мають практично однакові геометричні характеристики. Так само як і крило лопаті **НГ** бувають різноматні в плані (рис 7.1.2):

- прямокутними, трапецієподібними;
- комбінованими, з надзвуковою стрілоподібною кінцевою частиною.

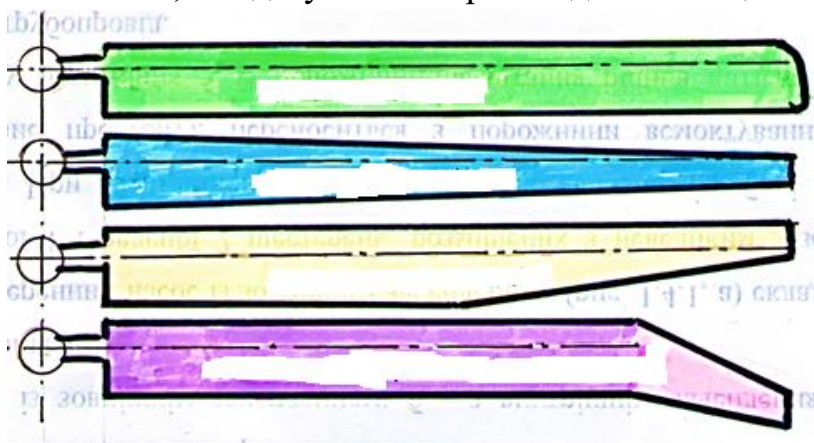


Рис 7.1.2 Схеми форм лопатей НГ в плані

Форма крила і лопаті в плані характеризується відносними безрозмірними геометричними величинами (рис 7.1.3 ... 7.1.6):

1) *подовженням* - λ :

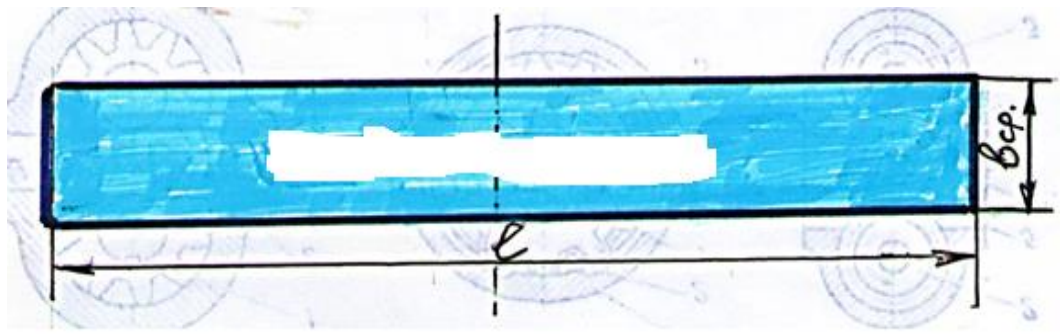


Рис 7.1.3 Схеми подовження крила

$$\lambda = \frac{\ell}{b_{cp}} = \frac{\ell^2}{S}, \quad S = b_{cp} \cdot \ell$$

де

ℓ - розмах крила, довжина лопаті, м;

b_{cp} - середня геометрична хорда крила (лопаті), м;

S - площа крила (лопаті), м².

У сучасних вертольотів - $\lambda = 20 \dots 22$; у літаків: - $\lambda = (5 - 7)$; винищувачі $\lambda = (10-15)$ - важкі ЛА, $\lambda = (5-40)$. – планери.

2) звуженням - η :

$$\eta = \frac{b_0}{b_k}$$

де

b_0 - коренева хорда, м;

b_k - кінцева хорда, м.

3) углом стріловидности - χ :

Кутом стріловидности крила називається кут між поперечною віссю літака і лініями по передній або задній кромці крила.

У крил сучасних літаків кути стріловидності по передній кромці досягають. $\chi_n = 60 \dots 70^\circ$

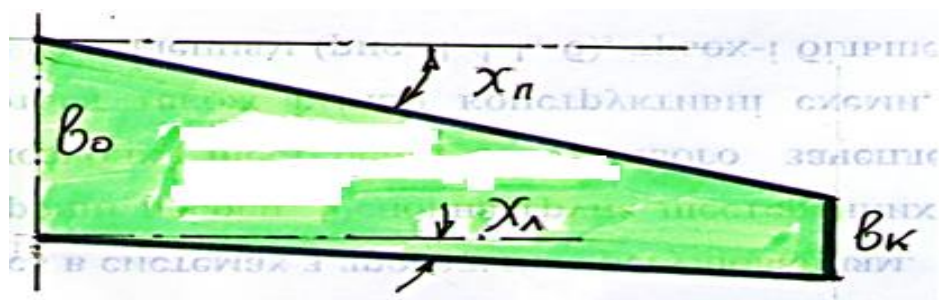


Рис 7.1.4 Схеми звуження і стрілоподібності крила

3) *уголом поперечної "V- подібності"* (рис 7.1.5):

Кутом поперечного "V- подібності" крила називається кут між поперечною віссю літака і нижньої чи верхньої поверхнею крила.

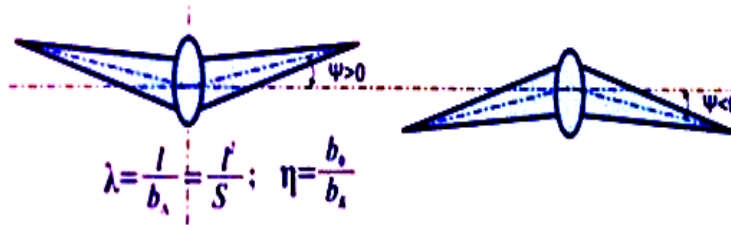


Рис 7.1.5 Схема крила поперечної "V - подібності"

Аеродинамічні характеристики крила в основному залежать від форми профілю. Залежно від форми профілю розрізняють і області його застосування на крилах різних *ЛА* (рис 7.1.6 і 7.1.7).

Профілем називається форма поперечного перерізу крила, проведеного паралельно поздовжній площині симетрії *ЛА*. Профіль крила підбирається з умови максимально-можливої підйомної сили і мінімального лобового опору. Профілі можуть бути симетричними і несиметричними. Несиметричні профілі в свою чергу поділяються на: двовипуклі, плосковипуклі, вогнутовипуклі, **S-подібні** і інші.

- 1) Симетричні або профілі з дуже малою кривизною застосовуються на малошвидкісних літаках і для поверхонь органів управління (закрилки, елерони, кермо напрямку, стабілізатори та ін.);
- 2) Випукло - вогнуті профілі мають великі несучі властивості на малих швидкостях польоту і застосовувалися на перших аеропланах початку XIX століття;
- 3) Двояко-випуклі профілі з великою кривизною верхньої і нижньої поверхонь профілю забезпечують високі несучі властивості, а також велику міцність і твердість крила. Встановлюються на важких транспортних і пасажирських літаках;
- 4) Плоско-випуклі профілі мають середні несучі здібності, однак прості у виробництві і застосовуються на не швидкісних літаках;
- 5) **"S - подібні"** профілі - самостійкі, застосовуються на безхвостих літаках;
- 6) Ламінарізовані профілі мають велике значення відносної координати x_c за рахунок чого подовжується ламінарний частина примежового

шару. Подібні профілі застосовуються на нешвидкісних дозвукових літаках (рис 7.1.6);

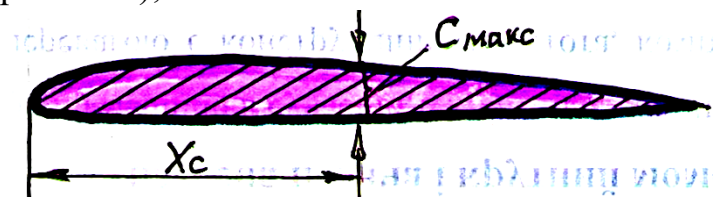


Рис 7.1.6 Схеми ламінізованого профілю

7) Профілі з гострими кромками передньої і хвостової частини і застосовуються на надзвукових літаках.

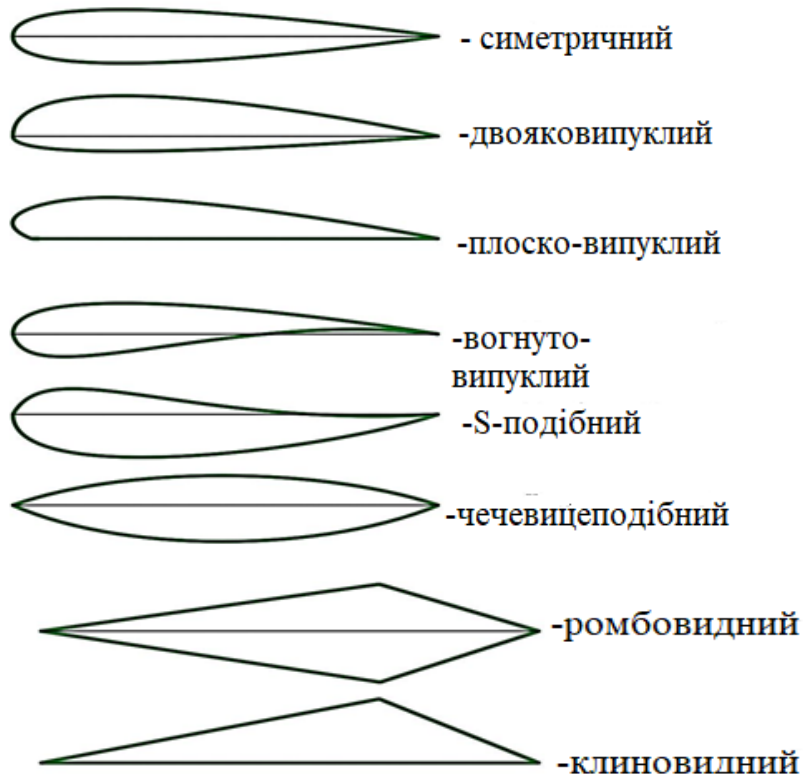


Рис 7.1.7 Схема профілів несучих поверхонь

Аеродинамічні характеристики несучих поверхонь **ЛА** характеризуються певними геометричними параметрами:

1) **кут установки - φ** (рис 7.1.8):

Кутом установки ($\varphi_{сеч}$) перерізу крила називається кут між хордою профіля крила і поздовжньою віссю літака (або площиною обертання **НГ** вертольоту).

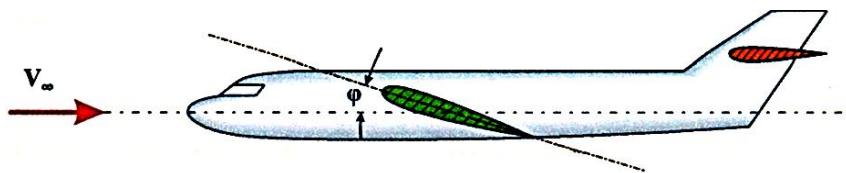


Рис 7.1.8 Схема кута установки крила ПС

2) **геометрична крутка** – $\varphi_{Гк,i}$ (рис 7.1.9):

Якщо кути установки в різних перетинах крила не однакові, то їх хорди чи не лежать в площині крила. Таке крило називається геометрично закрученим.

Геометричною круткою називається конструктивне виготовлення несучої поверхні при якій кути установки перерізів зменшуються по її розмаху від кореневого перерізу до кінцевого.

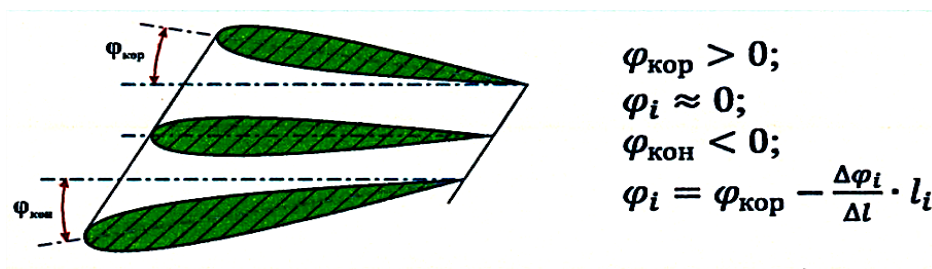


Рис 7.1.9 Схема геометричної крутки несучої поверхні

Кути установки довільного перерізу несучої поверхні, що має геометричну крутку, визначається за формулою:

$$\varphi_i = \varphi_0 - \frac{\Delta\varphi}{\Delta l} \cdot l_i$$

де

l_i - відстань поточного перерізу, щодо кореневого, м;

$\frac{\Delta\varphi}{\Delta l}$ - величина градієнта кутів установки по довжині крила град/м;

φ_0 - кут установки кореневого перерізу крила, град.

3) **аеродинамічна крутка** (рис 7.1.10):

Аеродинамічна крутка крила створюється за рахунок того, що профілі в різних перерізах крила мають різні величини відносної товщини і відносної кривизни профілів.

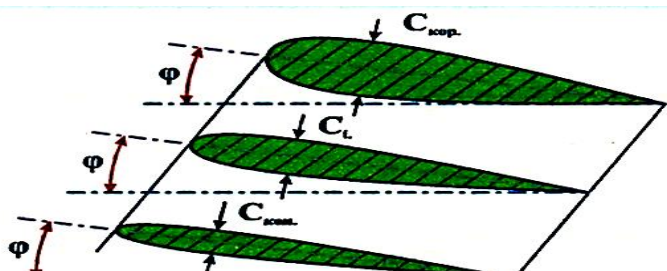


Рис 7.1.10 Схема аеродинамічної кутки несучої поверхні

Аеродинамічною куткою називається конструктивне виготовлення несучої поверхні при якому вона набирається з різних аеродинамічних профілів по її розмаху.

Геометрична і аеродинамічна кутки застосовуються для поліпшення аеродинамічних характеристик несучих поверхонь **ЛА**.

4) **конічна кутка** - $\phi_{\text{кк},i}$ (рис 7.1.11):

На стріловидних і трикутних крилах застосовується так звана конічна кутка крила, при якій кути відхилення передніх крамок профілів вниз збільшуються до кінця крила.

Конічною куткою називається конструктивне виготовлення стрілоподібного або трикутного крила, при якій носок профілю відхиляється вниз по розмаху крила від кореневого перетину до кінцевого.

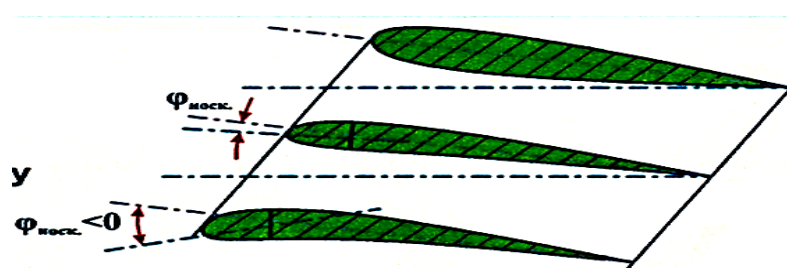


Рис 7.1.11 Схема конічної кутки несучої поверхні

7.1.2 Геометричні характеристики профілю і несучих поверхонь

Крило є основною частиною літака, яка призначена для створення підйомної сили, а також для забезпечення літаку поперечної стійкості і керованості. На крилі встановлюється механізація (*предкрилки, закрилки, щитки і ін.*), яка покращує аеродинамічні характеристики **ЛА** на етапах зльоту і посадки. Крім цього, в крилі можуть встановлюватися стійки шасі і двигуни. Внутрішні об'єми крила часто використовуються для розміщення паливних баків, різного устаткування і підвісок різноманітного озброєння.

Аеродинамічні властивості крила визначаються в основному: геометричною формою і розмірами крила.

Геометричну форму крила характеризує:

- профіль крила;
- форма крила в плані;

- поперечна форма крила;
- геометрична крутка крила.

1) *профіль крила* (рис 7.1.12):

Профілем крила називається поперечний переріз крила отриманий проведенням площини паралельно площині симетрії *ЛА*.

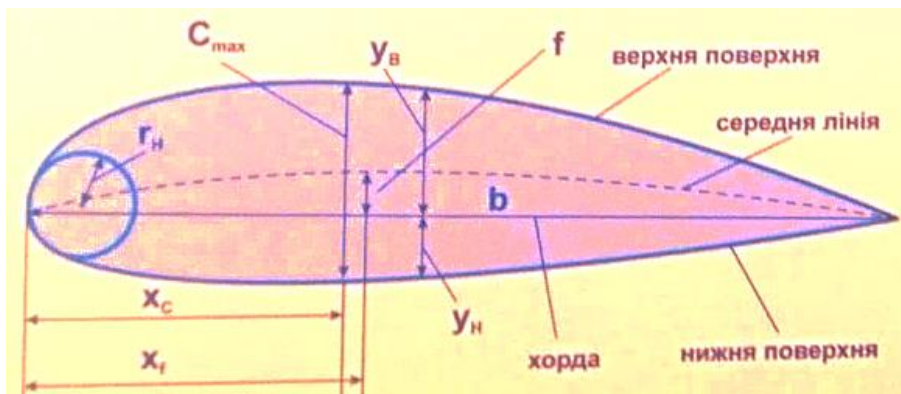


Рис 7.1.12 Схема профілю крила і геометричних параметрів профілю

2) *хорда профілю - b*:

Хордою профілю називається відрізок прямої, що з'єднує дві найвіддаленіші точки профілю (від носка до хвостової частини профілю).

Хорда розділяє профіль на дві частини:

- верхню - y_v ;
- нижню - y_n ;

3) *товщина профілю - c*:

Товщиною профілю називається відрізок, перпендикулярний до хорди профілю між верхнім і нижнім контурами. Відношення максимальної товщини профілю C_{max} до хорди b називається максимальною відносною товщиною профілю:

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

4) *координата максимальної товщини профілю*:

Положення максимальної товщини профілю визначається відносним видаленням її щодо носика профілю:

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

5) *середня лінія профілю*.

Середньою лінією профілю називається лінія, яка з'єднує передню і задню точки профілю і проходить через середини відрізків між верхнім і нижнім контурами профілю проведених перпендикулярно до хорди.

Максимальна відстань між хордою і середньою лінією називається кривизною профілю (f_{max}).

Відношення максимальної кривизни до хорди профілю називається максимальною відносною кривизною профілю.

$$\bar{f} = \frac{f_{max}}{l}$$

Положення максимальної кривизни профілю визначається за відносним видалення її щодо носика профілю

$$\bar{X}_f = \frac{X_f}{l}$$

Відносний радіус заокруглення носика профілю

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

7.1.3 Поняття про середню аеродинамічну хорду крила

Щоб порівнювати аеродинамічні характеристики крил різної форми в плані, необхідно вибрати метод їх приведення до характеристик еквівалентного крила.

Експериментально встановлено, що для крила будь-якої форми в плані можна підібрати відповідне за площею (*еквівалентне*) прямокутне крило, яке буде мати аналогічні аеродинамічні характеристики, як і у вихідного, крила.

Хорда еквівалентного прямокутного крила називається середньою аеродинамічною хордою крила - b_A (САХ).

Для простого крила з прямокутними краями b_A (САХ) та її положення можна визначити геометричною побудовою (рис 7.1.13). Для цього кінцеву хорду (l_k) відкладають під кореневої хордою (l_o), а кореневу (l_o) над кінцевий хордою, відзначають точками **1 і 2**, потім з'єднують прямою лінією хорди крила. Потім проводиться серединна лінія між кореневою (l_o) і кінцевий хордами крила (l_k). Через точку перетину ліній «**1-2**» і «**3-4**» проводять відрізок паралельно кінцевій і кореневій хордам і отримують САХ- (l_A).

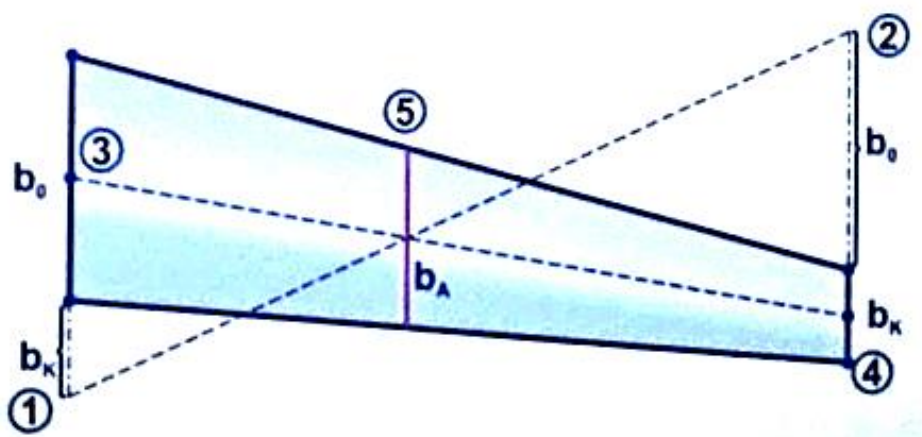
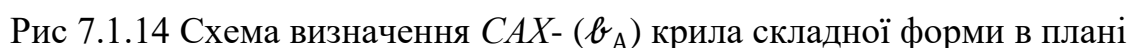


Рис 7.1.13 Схема визначення CAX - (ℓ_A). крила простої форми в плані

Для крил складної форми в плані (зі зломом передньої і задньої крайок крила) CAX - (ℓ_A) можна визначити геометричною побудовою. Половина крила ділиться на дві частини, виділяється дві частини простої форми з площами S_1 і S_2 . Для кожної частини визначаються геометричним способом CAX_1 і CAX_2 . Початок і кінець хорд з'єднується лініями « $A-B$ » і « $C-D$ ». Отримана частина крила, обмежена точками $ABCD$ є проміжною фігурою для визначення CAX - (ℓ_A) складної форми крила. CAX - (ℓ_A) всього крила отримують геометричним побудовою: до хорди AC додається хорда BD , а до хорді BD додається хорда AC . Отримані точки з'єднують прямою лінією. хорди AC і BD діляться навпіл і проводиться пряма лінія з'єднує середини хорд. Точка перетину двох прямих і є місцем розташування CAX - (ℓ_A). З'єднуються кінці хорди CAX - (ℓ_A) з відрізками AB і CD . Точки перетину CAX - (ℓ_A) з лініями кінців хорд ℓ_{A1} і ℓ_{A2} позначаються точками M і N . Складається співвідношення відрізків і площ і при їх рівності вважається, що положення CAX визначено правельно (рис 7.1.14):

$$\frac{AM}{MB} = \frac{CN}{ND} = \frac{S_2}{S_1}$$



- 1) Визначити середню аеродинамічну хорду крила, подовження, звуження і площу стріловідного крила ЛА, якщо координати правої консолі крила складають: $x_1 = 0$, $y_{1n} = 6$ м, $y_{1z} = 2$ м; $x_2 = 8$ м, $y_{2n} = 3$ м, $y_{2z} = 1$ м, а також товщину профілю в кінці крила, якщо погонна зміна товщини профілю по розмахом крила складає **20 мм/м**, а товщина профілю в кореновому перерізі рівняється **150 мм**.
- 2) Стріловідне крило має кореневу хорду **400 см**, кінцеву хорду **0,7 м**, розмах правої консолі складає **15 м**. Кут установки крила в кореновому перерізі складає **10°** , погонна зміна кута установки крила по розмаху складає **0,5 град/м**. Визначити подовження крила і кут установки в перерізах **5 і 10 м**.
- 3) Трикутне крило має кореневу хорду **4000 мм**, розмах правої консолі **900 см**. у кореновому перерізі відхилення носка профілю рівняється **0°** , погонне відхилення кута носка профілю по розмахом крила складає **1 град/м**. Визначити подовження крила, площу крила і кут відхилення носка профіля в перерізах **5 і 9 м**.

— швидкісна $Ox_a y_a z_a$;

– зв'язана $oxyz$.

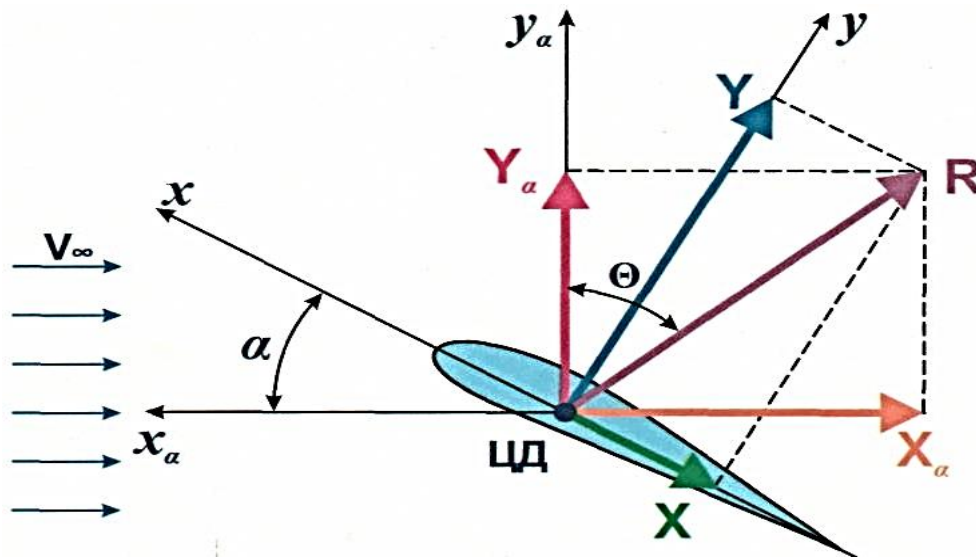


Рис 7.1.15 Схема плоскої швидкісної і зв'язаної систем координат

У швидкісній системі координат, вісь ox_a спрямована у напрямку вектора швидкості повітряного потоку \vec{V} , вісь oy_a спрямована вгору перпендикулярно вектору швидкості потоку, вісь oz_a – спрямована перпендикулярно площині x_aoy_a в сторону правої половини крила (рис 7.1.16). Швидкісна система координат застосовується для визначення аеродинамічних сил, що виникають на поверхні профілю або крила, початок системи координат розташовано в центрі тиску профілю або ЛА.

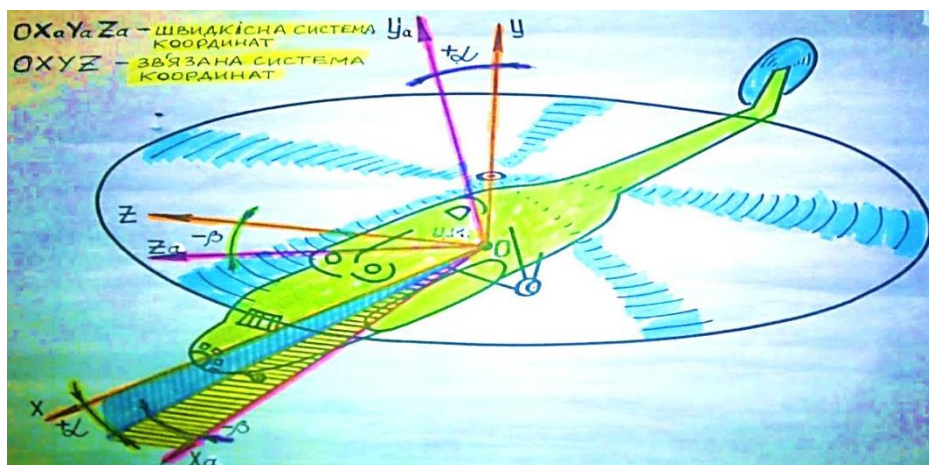


Рис 7.1.16 Схема просторової системи координат

У зв'язаній системі координат осі жорстко пов'язані з профілем крила і залишаються нерухомими відносно крила: вісь ox направлена вздовж хорди профілю крила вперед, вісь oy спрямована вгору перпендикулярно вісі ox , вісь

oz спрямована перпендикулярно площині xoy в сторону правої половини крила (рис 7.1.17). Пов'язана система координат використовується для визначення аеродинамічних моментів, що виникають на профілі або крилі від аеродинамічних сил. У загальному випадку початок координат розташовано в центрі мас профілю або $ЛА$, в окремому випадку в $ц.м.$

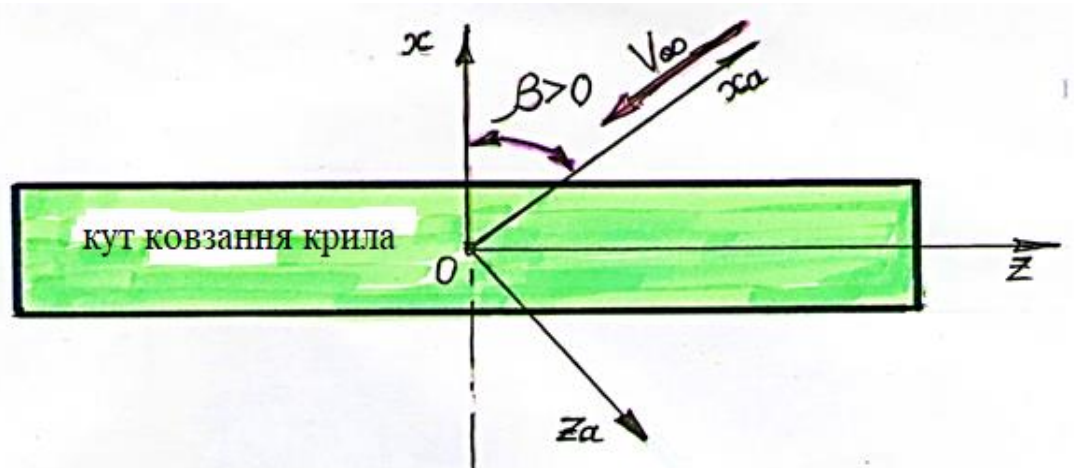


Рис 7.1.17 Схема виникнення кута ковзання

Положення профілю крила щодо вектора повітряної швидкості визначається кутами атаки (α) і ковзання (β).

Кутом атаки (α) називається кут між віссю пов'язаної системи координат ox і вектором швидкості набігаючого потоку в площині x_aoy_a . Позитивне значення кута атаки коли вісь ox знаходиться вище осі ox_a , а набігання потоку здійснюється на нижню поверхню профілю.

Початок координат $m.O$ знаходиться в центрі тиску профілю. Якщо кут атаки дорівнює нулю ($\alpha = 0$), то осі зв'язаної системи координат збігаються з осями швидкісної системи координат. Швидкісна система координат переміщається разом з вектором швидкості набігаючого повітряного потоку. Взаємне розташування цих двох систем координат визначає положення профілю в повітряному потоці.

Кутом ковзання (β) називається кут між поздовжньою віссю $ЛА ox$ зв'язаної системи координат і проекцією вектора швидкості потоку, що набігає на площину x_aoz_a . Позитивне значення кута ковзання - коли набігання потоку здійснюється на праву половину крила.

