

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ**  
**ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ**  
**КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

**Циклова комісія аеронавігації**

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни

**«Загальні знання дистанційно пілотованих  
повітряних суден: Аеродинаміка та динаміка  
польотів безпілотних літальних апаратів»**

обов'язкових компонент

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**Авіаційний транспорт (Оператор безпілотних літальних  
апаратів)**

272: Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 4. Аеродинамічні характеристики профілю, крила  
і несучого гвинта

**Вінниця 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 30.08.2023 № 7

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою Кременчуцького  
льотного коледжу Харківського  
національного університету  
внутрішніх справ  
Протокол від 28.08.2023 № 1

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією Науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії *аеронавігації*, *протокол від 28.08.2023 № 1*

**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 Головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання» «АВІА», к.т.н., с.н.с., Зінченко В. П.
- 2 Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

## **ЛЕКЦІЯ 4.1: Фізична сутність утворення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту.**

### **Загальні поняття про лобовий опір і його складові частини**

#### **План лекції:**

- 1 Діаграма розподілу нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді профілю крыла.
- 2 Центр тиску, аеродинамічний фокус профіля крила і парабола стійкості.
- 3 Утворення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту.
- 4 Загальні поняття про лобовий опір і його складові частини
- 5 Профільний опір і його складові частини
- 6 Індуктивний опір і його фізична сутність
- 7 Хвильовий опір і його фізична сутність
- 8 Залежність аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили і сили лобового опору від числа Маха

#### **Рекомендована література:**

##### **Основна:**

- 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 I, «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 загальною 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 I «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.

- 8 Тягній В. Г., Ємець В. В., Основи аеродинаміки та динаміки польоту, частина I, Аерогідрогазодинаміка. Навчальний посібник, КЛК ХНУВС, 2022. – 384 с.

#### **Допоміжна:**

1. Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.

#### **Інформаційні ресурси в Інтернеті**

<http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

#### **Технічні засоби**

- 1 Багатофункціональний плазмовий телевізор.
- 2 Персональний комп'ютер.
- 3 Мультимедійний проектор.

#### **Наочні посібники**

- 1 Опорний конспект лекцій по дисципліні «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 2 Електронний конспект лекцій по дисципліні.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів»
- 8 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”

## Текст лекції

### ЛЕКЦІЯ 4.1: ФІЗИЧНА СУТНІСТЬ УТВОРЕННЯ ПОВНОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СИЛИ І РЕЗУЛЬТУЮЧОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО МОМЕНТУ. ЗАГАЛЬНІ ПОНЯТТЯ ПРО ЛОБОВИЙ ОПІР І ЙОГО СКЛАДОВІ ЧАСТИНИ

#### План лекції:

- 4.1.1 Діаграма розподілу нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді профілю крыла.*
- 4.1.2 Центр тиску, аеродинамічний фокус профілюкрыла і парабола стійкості.*
- 4.1.3 Утворення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту.*
- 4.1.4 Загальні поняття про лобовий опір і його складові частини*
- 4.1.5 Профільний опір і його складові частини*
- 4.1.6 Індуктивний опір і його фізична сутність*
- 4.1.7 Хвильовий опір і його фізична сутність*
- 4.1.8 Залежність аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили і сили лобового опору від числа Маха*

#### **4.1.1 Діаграма розподілу нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді профілю крыла.**

Вплив крила на навколишнє повітряне середовище викликає в ньому зміну основних фізичних параметрів:

- швидкості; тиску;
- щільності; температури.

У кожній точці профілю крила нормальний тиск від взаємодії профілю з повітряним потоком буде різним, тому параметри потоку постійно змінюються при переході від однієї точки профілю до іншого. Швидкість і тиск в кожній точці профілю називаються місцевими швидкістю і тиском.

Розподіл нормального тиску по поверхні профілю крила отримують експериментальним шляхом в аеродинамічній трубі.

$$\Delta p = p_i - p_\infty$$

де

$p_i$  – тиск в  $i$ - ой точці профілю, Па;

$p_\infty$  – тиск незбуреного потоку, Па;

$\Delta p$  – перепад тиску в точках профілю, Па.

Розподіл нормального тиску по поверхні профілю крила зображується векторними діаграмами і епюрами розподілу тиску по хорді профілю (рис 7.1.17).

Векторну діаграму розподілу тиску будують в безрозмірних величинах

$$\bar{p} = \frac{p_i - p_\infty}{\frac{\rho V_\infty^2}{2}}, \quad \bar{p}_i = \frac{\Delta p_i}{q_\infty}$$

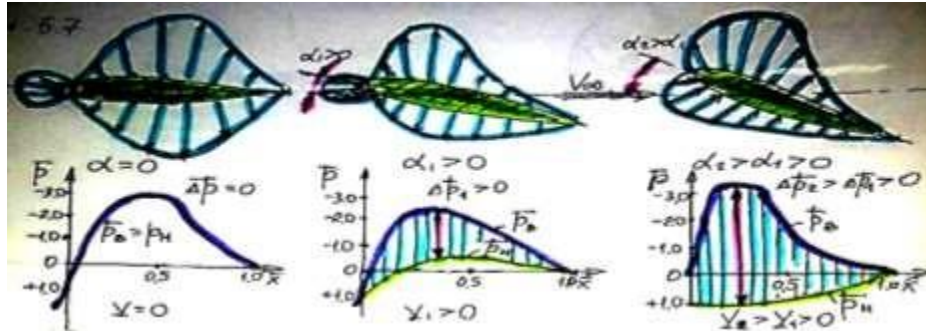


Рис 4.1.1 Схема розподілу тиску по поверхні профілю і епюри тисків по хорді

#### 4.1.2 Центр тиску, аеродинамічний фокус профілю крила і парабола стійкості.

**Центром тиску** називається точка на поздовжній осі перетину крила через яку проходить лінія дії рівнодіючої аеродинамічних сил (рис 4.1.2).

Момент тангажу щодо носика профілю дорівнює:

$$M_z = -Y \cdot x_{ц.д.} : \left( \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot S \right)$$

$$m_z = -C_y \cdot \frac{x_{ц.д.}}{b} = -C_y \cdot \bar{x}_{ц.д.}, \text{ звідси}$$

$$\bar{x}_{ц.д.} = -\frac{m_z}{C_y}$$

При малих кутах атаки ( $\alpha$ )  $C_y = C_{ya}$

$$\frac{m_z}{C_{ya}} = -\frac{x_{ц.д.}}{b}$$

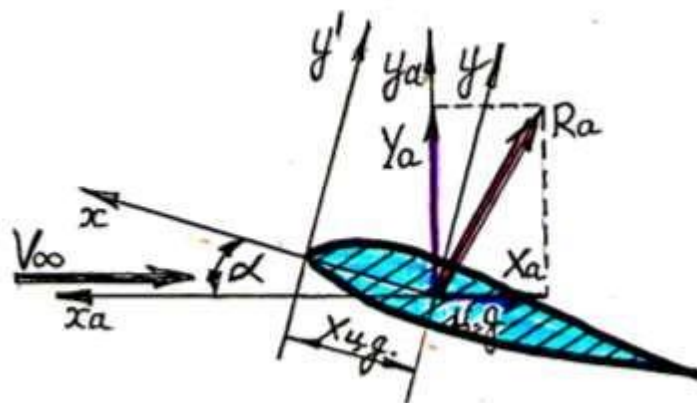


Рис 4.1.2 Схема розташування центру тиску і моменту тангажа

Видатний російський учений С. А. Чаплигін запропонував, що якщо на схему профілю крила нанести серію векторів підйомних сил при різних кутах атаки, які проходять через відповідні центри тиску, то огибаюча до напрямку цих векторів матиме вигляд параболи. Цю параболу назвали *параболою стійкості*. Це відкриття дозволило створити теорію стійкості літака: **що момент підйомної сили щодо деякої точки, яку назвали фокусом параболи, не залежить від кута атаки.** (рис 4.1.3)

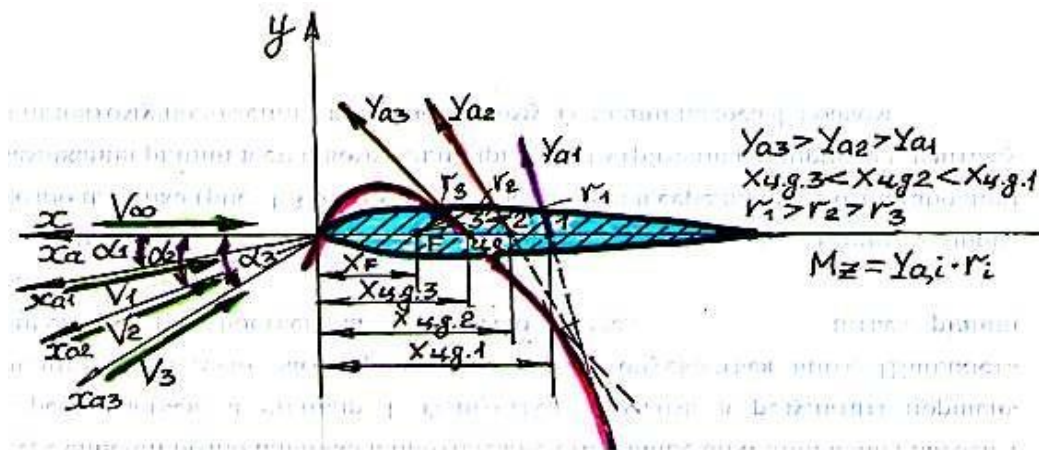


Рис 4.1.3 Схема побудови параболи стійкості

З цього випливає, що плече від носика профілю до центру тиску ( $r$ ) при збільшенні кута атаки ( $\alpha$ ) зменшується пропорційно збільшенню підйомної сили ( $Y$ ), а момент тангажа ( $M_z = Y_a \cdot r_i$ ) при цьому залишається незмінним.

$$M_z = -Y_a \uparrow \cdot r \downarrow \text{при } \alpha \uparrow, M_z = \text{const}$$

**Аеродинамічним фокусом** називається точка на поздовжній осі профілю крила, в якій прикладено приріст підйомної сили  $\Delta Y_a$ , викликаний малими змінами кута атаки ( $\alpha$ ) і при цьому момент тангажа щодо цієї точки залишається постійним ( $M_z = \text{const}$ ) (рис 4.1.4)

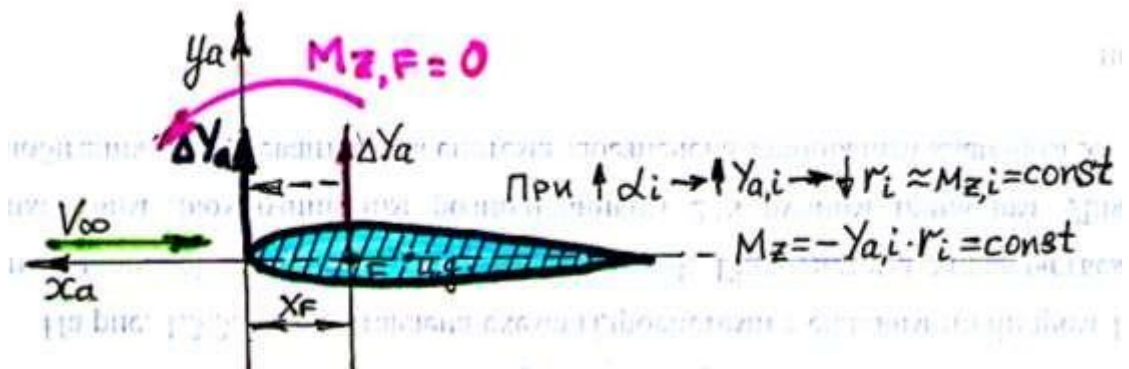


Рис 4.1.4 Схема виникнення аеродинамічного фокуса

нехай

$$M_{z,F} = M_{z_0} - \Delta Y_a \cdot x_F \cdot \left( \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot S \right)$$

$$m_{z,F} = m_{z_0} - \Delta C_y \cdot \bar{x}_F$$

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b}$$

$$\bar{x}_F = \frac{-m_{z,F} + m_{z_0}}{\Delta C_y}$$

$$\bar{x}_F = -m_z^{C_y}$$

Зв'язок між **ц.м.** і фокусом можна описати виразом:

де

$m_z^{C_y}$  - похідна моменту тангажа в залежності від коефіцієнта нормальної сили:

$$\bar{x}_{цд} = \bar{x}_F - \frac{m_{z_0}}{\Delta C_y}; \quad \bar{x}_{ц.о.} = \bar{x}_F - m_{z_0}^{C_y}$$

У загальному випадку фокус не збігається з **ц.м.** Для симетричного профілю, де

$$m_{z_0} = 0$$

$$\bar{x}_{цд} = \bar{x}_F,$$

Розташування фокуса крила визначається щодо носика профілю і залежить від:

- форми крила в плані;
- числа Маха - **М**.

При дозвукових швидкостях польоту розташування фокуса на профілю крила:

- для прямого крила - **25%**;
- для стреловидного крила - **30-35%**;
- для трикутного крила - **35-40%**.

#### 4.1.3 Утворювання повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту

Аеродинамічними силами називаються сили, що виникають в результаті механічної взаємодії тіл, що рухаються в повітряному потоці. При цьому, рух повітря, внаслідок в'язкості, забезпечує появу на поверхні тіла сил тертя (рис 4.1.5).



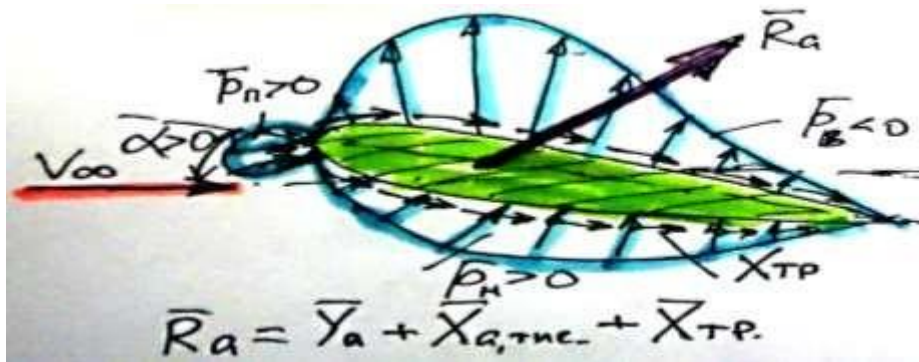


Рис 4.1.5 Схема виникнення повної аеродинамічної сили ( $\vec{R}_a$ )

Таким чином, на кожен елемент тіла, обтікаемого повітрям, діють сили нормального тиску перпендикулярно до поверхні тіла і сили тертя спрямовані по дотичній до поверхні цього тіла.

Розподілені по поверхні тіла нормальні і ковзні сили можна підсумувати і визначити величину результуючої аеродинамічної сили.

Рівнодіюча нормальних сил тиску і тангенціальних сил тертя  $\vec{R}_a$ , що діють на поверхню тіла, називається *результуючої або повної аеродинамічної силою* і позначається буквою  $\vec{R}_a$ .

На величину і напрямок повної аеродинамічної сили впливають:

- швидкість набігаючого повітряного потоку; форма профілю;
- положення профілю щодо вектора швидкості повітряного потоку;
- число Маха, що визначає ступінь прояву стисливості повітря;
- число Рейнольдса, що визначає ступінь прояву в'язкості повітря;
- шорсткість поверхні тіла; температури повітря.

Часто в аеродинаміці для аналізу використовують не повну аеродинамічну силу, а її проекції на відповідні вісі зв'язаної і швидкісної систем координат (рис 4.1.6).

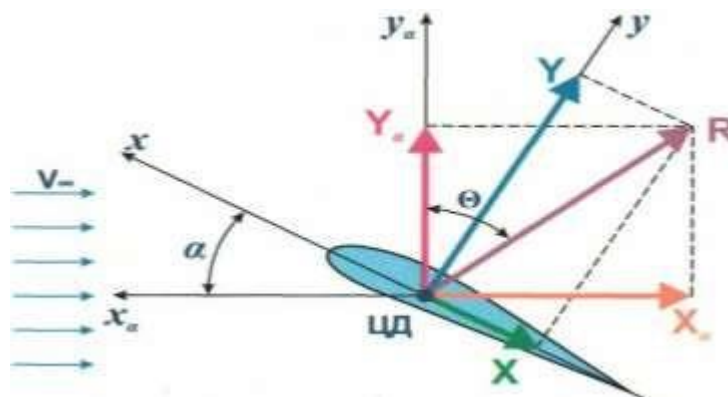


Рис 4.1.6 Схема проєкцій повної аеродинамічної сили на вісі систем координат

У швидкісній системі координат складовими результуючої аеродинамічної сили на осі координат є сили, які мають назву:

- лобовий опір ( $X_a$ );  $X_a = R_a \cdot \sin \theta$
- підйомна сила ( $Y_a$ );  $Y_a = R_a \cdot \cos \theta$
- бічна сила ( $Z_a$ ).  $Z_a = R_a \cdot \sin \theta \cdot \cos \beta$

**Силою лобового опору** ( $X_a$ ) називається проекція сили  $R_a$  на вісь  $ox_a$ , тобто у напрямку вектора швидкості незбуреного потоку, вона перешкоджає руху тіла, прагне загальмувати його і спрямована по вектору швидкості набігаючого потоку (проти напрямку польоту  $ЛА$ ). Звідси випливає, що повна аеродинамічна сила  $R_a$  завжди відхилена назад від площини, перпендикулярної вектору швидкості повітряного потоку, і сила лобового опору має від'ємне значення в прийнятій системі координат.

**Підйомної силою** ( $Y_a$ ) називається проекція результуючої аеродинамічної сили ( $R_a$ ) на вісь  $oy_a$ , тобто проекція сили  $\bar{R}_a$  на перпендикуляр до вектору швидкості повітряного потоку, що лежить в площині симетрії обтікаємого тіла. Підйомна сила виникає або при наявності кута атаки або кривизни профілю, коли виникає різниця тисків над і під обтікаємим профілем.

Відношення підйомної сили до сили лобового опору характеризує аеродинамічну досконалість несучої поверхні  $ЛА$  і називається аеродинамічною якістю:

$$K = \frac{Y_a}{X_a}$$

Чим більше числове значення аеродинамічного якості ( $K$ ), тим аеродинамічно досконаліший профіль, крило або літальний апарат в цілому.

Проекція повної аеродинамічної сили  $\bar{R}_a$  на вісь  $oz_a$  називається бічний силою і виникає вона при наявності кута ковзання тіла ( $\beta$ ).

Зв'язок між повної аеродинамічної силою і її складовими частинами описується виразом:

$$R_a = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2}$$

Проекції повної аеродинамічної сили  $\bar{R}_a$  на вісі зв'язаної системи координат позначаються і мають назву:

- поздовжня сила ( $X$ );  $X = R_a \cdot \sin(\theta - \alpha)$
- нормальна сила ( $Y$ );  $Y = R_a \cdot \cos(\theta - \alpha)$
- поперечна сила ( $Z$ ).  $Z = R_a \cdot \sin(\theta - \alpha) \cdot \cos \beta$

Між проекціями повної аеродинамічної сили  $\bar{R}_a$  в швидкісній системі координат і зв'язаної є певна залежність:

$$X_a = X \cdot \cos \alpha + Y \cdot \sin \alpha$$

$$Y_a = Y \cdot \cos \alpha - X \cdot \sin \alpha$$

Така ж залежність існує і при перерахунку проекцій аеродинамічних сил з швидкісної системи координат в зв'язану:

$$X = X_a \cdot \cos \alpha - Y_a \cdot \sin \alpha$$

$$Y = Y_a \cdot \cos \alpha + X_a \cdot \sin \alpha$$

При малих кутах атаки  $\alpha \leq 0,2$  рад., можна умовно прийняти  $\sin \alpha = \alpha$ ,  $\cos \alpha = 1$ . Тоді формули для визначення складових аеродинамічних сил на вісі швидкісної системи координат спрощуються і мають вигляд:

$$X_a = X + Y \cdot \alpha$$

$$Y_a = Y$$

Напрямок дії і розмір результуючої аеродинамічної сили можна замінити її відповідними складовими по вісях систем координат, дія яких на тіло аналогічно дії повної аеродинамічної сили  $R_a$ .

### 1 Задачі: 4.1.1:

- 1) Визначити підйомну силу і силу лобового опору профіля крила, якщо результуюча аеродинамічна сила  $R_a = 15 \text{ Тс}$ , кут якості становить  $\theta = 30^\circ$ . За визначеними підйомною силою  $Y_a$  і силою лобового  $X_a$  визначити нормальну  $Y$  і повздовжню сили  $X$  в зв'язаній системі координат, якщо кут атаки  $\alpha = 10^\circ$ .
- 2) Визначити результуючу аеродинамічну силу  $R_a$  і аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили і лобового опору, якщо підйомна сила рівняється  $12 \text{ Тс}$ , а сила лобового опору  $3 \text{ Тс}$ , площа крила рівняється  $30 \text{ м}^2$ , масова густина повітря відповідає висоті  $H = 0 \text{ км}$ , швидкість повітряного потоку рівняється  $720 \text{ км/год}$ .

Для визначення аеродинамічних моментів  $ЛА$  використовується зв'язана система координат. Найчастіше використовуються проекції повного аеродинамічного моменту на відповідні вісі зв'язаної системи координат (рис 4.1.7).

Проекції вектора повного аеродинамічного моменту ( $M_a$ ) на вісі зв'язаної системи координат носять назву:

- $M_x$  - момент крену;
- $M_y$  - момент ристання;
- $M_z$  - момент тангажа.

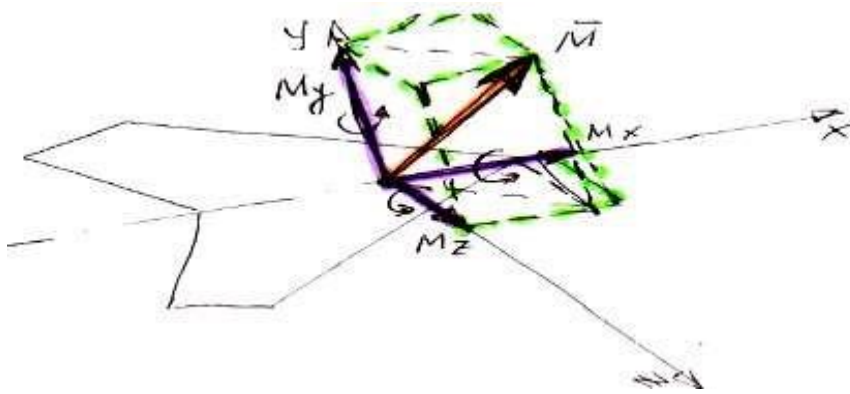


Рис 4.1.7 Схема виникнення результуючого аеродинамічного моменту ( $M_a$ )

Розмір аеродинамічних сил і моментів залежить від:

- форми в плані і розмірів крила;
- швидкості і щільності повітряного потоку;
- кутів атаки і ковзання.

## 2 Задача: 4.1.2:

- 1) Визначити повний аеродинамічний момент і коефіцієнти аеродинамічних моментів нахилу, рискання і тангажу, якщо момент тангажу рівняється **25 Тс м**, момент нахилу - **5 Тс м** і момент рискання - **10 Тс м**, розмах крила рівняється **40 м**, середня аеродинамічна хорда крила рівняється **2 м**, швидкість повітряного потоку рівняється **680 км/год**, висота польоту  **$H = 0$  км**.

## 3 Задачі: 4.1.3:

- 1) Визначити аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили, сили лобового опору і аеродинамічну якість, якщо похідна коефіцієнту підйомної сили від кута атаки рівняється  $C_{ya}^a = 4$ , кут атаки  $\alpha = 0,176 \text{ рад.}$ , початковий кут атаки  $\alpha_0 = \text{мінус } 0,035 \text{ радіан}$ , коефіцієнт повздохної сили рівняється **0,0025**.
- 2) Визначити розмір швидкісного тиску повітряного потоку на висотах **1000 м** і **5 км**, якщо швидкість польоту літака рівняється **350 км/год.**, а також підйомну силу і силу лобового опору літака, якщо коефіцієнти підйомної сили і сили опору рівняються **1,2** і **0,25**, відповідно, площа крила рівняється **50 м<sup>2</sup>**.
- 3) Визначити швидкість польоту літака і швидкісний тиск, якщо число Маха на висоті **8 км** рівняється **0,65**, а так же коефіцієнт підйомної сили, якщо підйомна сила рівняється **25 Тс**, а площа крила рівняється **36 м<sup>2</sup>**.
- 4) Визначити як зміниться максимальна швидкість польоту літака при зміні температури повітря: від температури зимою **мінус 30<sup>0</sup>С** до температури літом **+30<sup>0</sup>**, якщо максимальне число Маха рівняється **0,7**, а також визначити швидкісний тиск при температурі **мінус 30<sup>0</sup>С** при польоті на висоті **4000 м**.

- 5) Визначити швидкість польоту літака, швидкість звуку і швидкісний тиск, при польоті з числом Маха **0,6** на висоті **5 км**, а так же підйомну силу крила, якщо коефіцієнт підйомної сили рівняється **0,9**, а площа крила - **60 м<sup>2</sup>**.

#### **4 Задачі: 4.1.4:**

- 1) Визначити аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили, сили лобового опору і аеродинамічну якість, якщо похідна коефіцієнта підйомної сили від кута атаки рівняється **5**, кут атаки - **0,17 рад.**, Первинний кут атаки рівняється **мінус 0,035 рад**, коефіцієнт повздожної сили рівняється **0,002**.
- 2) Визначити повну аеродинамічну силу, що діє на літак на висоті **4000 м**, якщо при числі Маха **0,6** коефіцієнт підйомної сили складає **0,75**, а коефіцієнт лобового опору - **0,15**, площа крила рівняється - **105 м<sup>2</sup>**.
- 3) При куті атаки **15°** без ковзання коефіцієнти аеродинамічних сил рівняються: підйомної сили - **1,99**, а лобового опору - **0,465**. Визначити коефіцієнт аеродинамічної якості і коефіцієнти нормальної і повздожної сил в зв'язаній системі координат, а також розмір нормальної сили на висоті **1000 м** при швидкості **300 км/год** і площі несучої поверхні **70 м<sup>2</sup>**.
- 4) Визначити число Рейнольдса, число Маха і швидкісний тиск для крила нескінченного розмаху при хорді **300 см** при польоті на висоті **6000 м** при швидкості **540 км/год**. Згідно таблиці **МСА** на заданій висоті коефіцієнт динамічної в'язкості повітря рівняється  **$1,327 \cdot 10^{-5} \text{ Н с/м}^2$** .

#### **4.1.4 Загальні поняття про лобовий опір і його складові частини**

Несучі поверхні ЛА створюють не тільки підйомну силу, а й лобовий опір. Фізична сутність виникнення сили лобового опору дуже складна. Лобовий опір несучої поверхні представляє собою суму сил опору, що викликаються різними причинами.

Сила лобового опору завжди спрямована по повітряному потоку (*проти напрямку польоту ЛА*), перешкоджає руху *ЛА* і виникає через:

- різниці тисків перед і за несучою поверхнею ЛА, (**опір тиску**);
- дії сил тертя в примежовому шарі, внаслідок в'язкості повітря, (**опір тертя**);
- скошу потоку, викликаного перетіканням повітря через кінці несучої поверхні ЛА, (**індуктивний опір**);
- виникнення стрибків ущільнення на поверхні профілю при числах Маха  $M > M_{кр}$ . (**хвильовий опір**)

Для зручності аналізу лобовий опір умовно розділяється на відповідні складові частини, які будуть розглядатися окремо.

#### 4.1.5 Профільний опір і його складові частини

##### 4.1.5.1 Загальне поняття про профільний опір

Профільний опір- це частина лобового опору, який створює крило нескінченного розмаху. Умовно вважається, що всі перерізи крила обтікаються однаково і відсутнє перетікання повітря на кінцях крила через різницю тисків під крилом і над ним. При цьому опір крила нескінченного розмаху не залежить від форми крила в плані, а визначається лише формою профілю крила. Профільний опір виникає внаслідок нерівномірного розподілу тиску по поверхні профілю крила і тертям повітря об його поверхню.

Профільний опір умовно розділяється на дві складові опору: опір тиску і опір тертя

$$X_p = X_{\text{давл}} + X_{\text{тр}}$$

де

$X_{\text{давл}}$  -опір тиску, який виникає через різницю тисків перед і за профілем крила, Н;

$X_{\text{тр}}$  -опір тертя, який виникає через прояви впливу властивостей в'язкості повітря в примежовому шарі, Н.

##### 4.1.5.2 Опір тиску (рис 4.1.8):

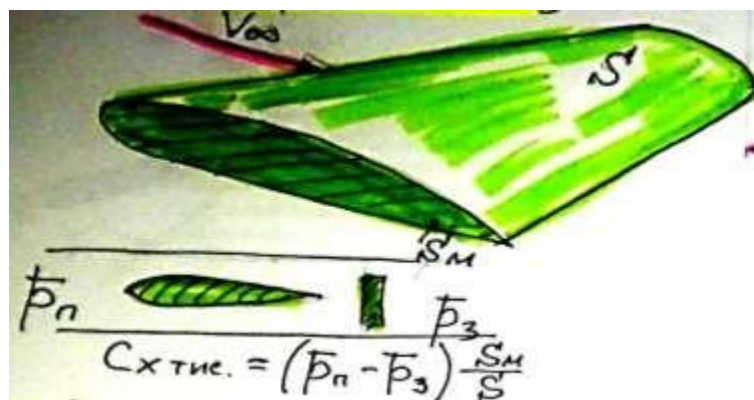
$$C_{x,\text{давл}} = (\vec{p}_n - \vec{p}_z) \frac{S_M}{S}$$

де

$S_M$  - площа миделевого (самого найбільшого) перерізу профілю крила,  $\text{м}^2$ ;

$S$  - площа поверхності профілю крила,  $\text{м}^2$ ;

$\vec{p}_n, \vec{p}_z$  - відносний тиск повітряного потоку перед і за профілем.



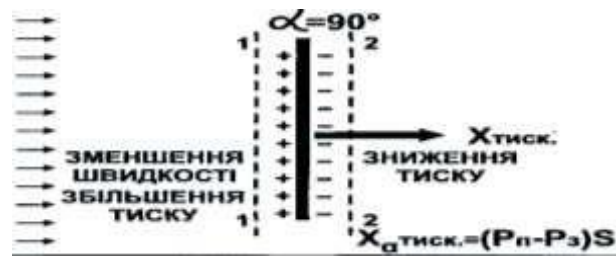


Рис 4.1.8 Схема виникнення опору тиску

Розмір різниці тисків перед і за профілем крила залежить від форми профілю, яка характеризується:

- товщиною ( $C$ );
- кривизною ( $f$ ) профілю.

Чим більше товщина і кривизна профілю крила, тим сильніше підвищується тиск при гальмуванні потоку перед профілем крила і тим більше опір тиску.

Вплив кута атаки на опір тиску позначається тільки на великих кутах атаки, коли потік сильно деформується і плавність потоку порушується.

### 5 Задача: 4.1.5:

- 1) Визначити коефіцієнт опору тиску і силу опору тиску, якщо відносний тиск перед профілем рівняється **0,015**, а за профілем - **0,007**, площа міделевого перерізу складає **1,5 м<sup>2</sup>**, площа поверхні профілю - **2 м<sup>2</sup>**, швидкість повітряного потоку **360 км/год**, площа крила рівняється **40 м<sup>2</sup>**, висота польоту - **1000 м**.

### 4.1.5.3 Опір тертя

Величина сили тертя залежить від характеру перебігу повітря в примежовому шарі (рис 4.1.9). При ламінарному примежовому шарі сили тертя менше, ніж в турбулентному. Тому розмір сили опору тертя залежить від положення точки переходу ламінарного примежового шару в турбулентний.

На розташування точки переходу впливають такі чинники:

- швидкість потоку, що набігає; шорсткість поверхні профілю;
- форма профілю; вид примежового шару;
- число Рейнольдса.



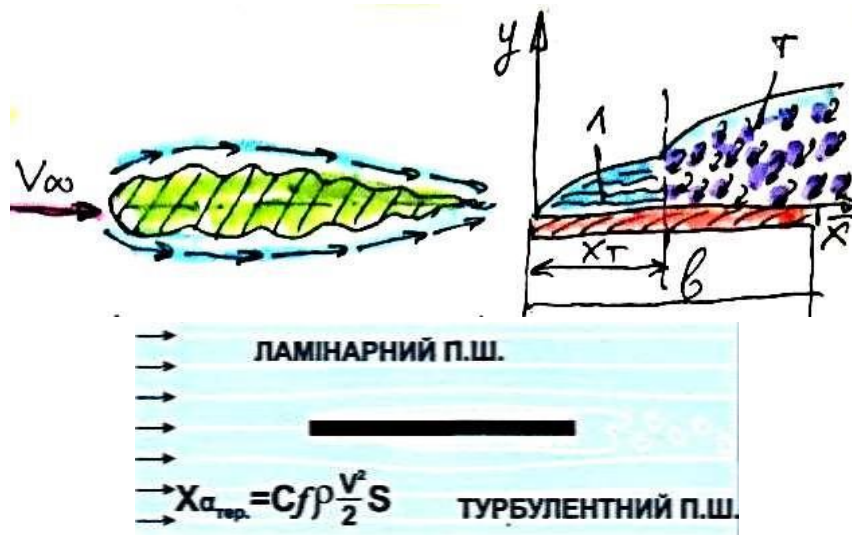


Рис 4.1.9 Схема виникнення опору тертя

Для зручності аналізу профільний опір розглядається у вигляді коефіцієнтів опору:

$$C_{xа,p} = C_{xа,давл} + C_{xа,тр}$$

Практично коефіцієнт профільного опору в межах малих кутів атаки не змінюється при незначному збільшенні кута атаки. Так до **80%** профільний опір складається з складової сили тертя, яка не залежить від зміни кута атаки. При великих кутах атаки, через зрив потоку з поверхні профілю опору тиску починає збільшуватися. Величина коефіцієнта профільного опору коливається в межах  **$C_{xа,p} = 0,007 \dots 0,01$** .

У аеродинаміці прийнято спрощення: сили опору тертя будь-якого обтікаемого тіла умовно приводяться до опору тертя плоскої пластини, що має подвійну поверхню  **$2S_{нов}$** , рівновелику поверхні реального тіла, а коефіцієнт тертя визначається за формулою:

$$C_{fл} = \frac{2,66}{\sqrt{Re}} - \text{ламинарное течение};$$

$$C_{fτ} = \frac{0,144}{\sqrt[5]{Re}} - \text{турбулентное течение};$$

$$C_{xтр} = C_f \cdot \frac{S_n}{S};$$

де

$S_n$  - площа поверхні пластини, обтічна потоком,  $m^2$ ;

$S$  - площа поверхні профілю,  $m^2$ .

$$X_{a,тр} = C_{xа,тр} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S$$



### 6 Задача: 4.1.6:

- 1) Визначити коефіцієнт опору тертя і силу опору тертя, якщо число Рейнольдса рівняється **2300**, площа поверхні плоскої пластини -  **$0,5 \text{ м}^2$** , площа поверхні профіля -  **$1,0 \text{ м}^2$** , площа крила -  **$40 \text{ м}^2$** , політ літака здійснюється на висоті -  **$1000 \text{ м}$**  при швидкості  **$480 \text{ км/год}$** .

#### 4.1.6 Індуктивний опір і його фізична сутність

При обтіканні крила реального розмаху має місце перетікання повітря по торцях крила з області підвищеного тиску під крилом в область зниженого тиску над крилом. Перетікання повітря призводить до виникнення вихрових джгутів, які збігаються з крила і викликають додатковий опір, який називається індуктивним (рис 4.1.10).

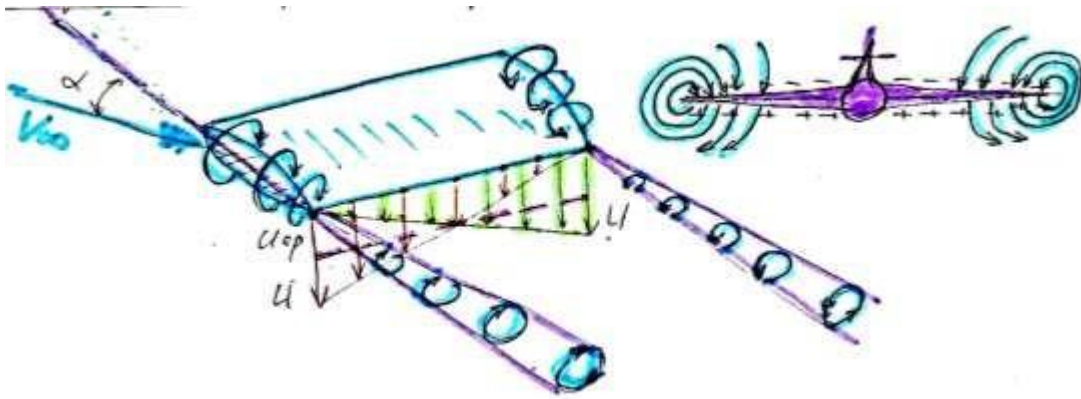


Рис 4.1.10 Схема виникнення індуктивного опору

В результаті складання вектору швидкості незбуреного потоку  $V_\infty$  і вектора середньої швидкості індукованої вихором, вектор істинної швидкості потоку відхиляється на кут скосу повітряного потоку (рис 4.1.11).



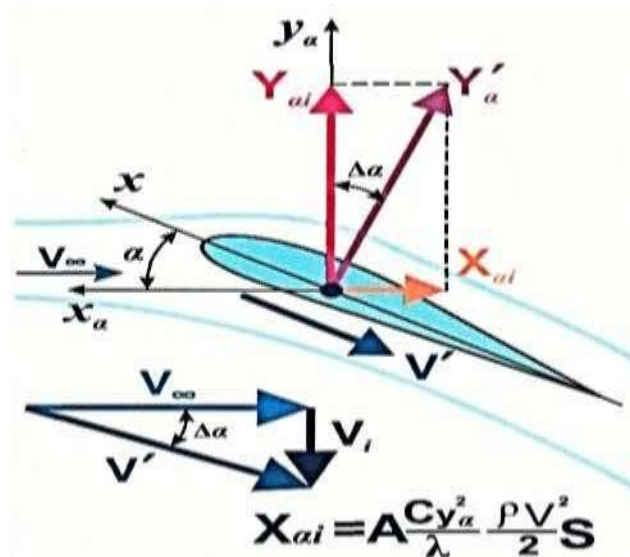


Рис 4.1.11 Схема виникнення скосу потоку при індуктивному опорі

Істинний кут атаки  $\alpha_{ict}$  в порівнянні з кутом атаки невозмущеного потоку стає меншим на величину  $\Delta\alpha$ .

$$\alpha_{ict} = \alpha - \Delta\alpha$$

Тому справжня підйомна сила  $Y_{ict}$  відхиляється від нормалі до потоку на кут  $\Delta\alpha$ .

При цьому виникає складова справжньої підйомної сили на вісь  $Ox_a$  швидкісної системи координат у напрямку незбуреного потоку, яка називається **індуктивним опором**.

Розмір середньої швидкості скосу потоку визначається циркуляцією швидкості по контуру навколо крила  $J(l)$ :

$$U_{\text{сред}} = \frac{2J(l)}{\pi l}$$

Середній кут скосу потоку уздовж розмаху крила:

$$\Delta\alpha_{\text{сред}} = \frac{U_{\text{сред}}}{V_{\infty}}$$

Індуктивний опір можна визначити за формулою:

$$X_{ai} = Y_a \cdot \operatorname{tg}(\Delta\alpha_{\text{сред}}), \quad \text{для невеликих кутів } \Delta\alpha \rightarrow \operatorname{tg}\Delta\alpha \approx \alpha_{\text{сред}},$$

Циркуляція швидкості дорівнює:  $J(l) = V(l) \cdot l$

Підставимо всі складові в формулу лобового опору і отримаємо:

$$X_{a,i} = Y_a \cdot \frac{2 \cdot J(l)}{\pi \cdot l \cdot V_{\infty}}; \text{ учитывая формулу Н. Е. Жуковського:}$$

$$\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot J(l) \cdot l = c_{ya} \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2}{2} \cdot S, \text{ звідки визначимо } J(l)$$

$$J(l) = c_{ya} \frac{V_{\infty} S}{2l}, \quad \text{підставимо у вираз } X_{ai}$$

$$X_{a,i} = Y_a \cdot \frac{2 \cdot C_{ya} \cdot V_{\infty} \cdot S}{2l \cdot \pi \cdot l \cdot V_{\infty}} = Y_a \cdot \frac{C_{ya} \cdot S}{\pi \cdot l^2};$$

$$\frac{S}{l^2} = \frac{1}{\lambda};$$

$$C_{xa,i} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda}, \text{ або } C_{xa,i} = A \cdot C_{ya}^2$$

де

$$\frac{1}{\pi \lambda} = A - \text{коефіцієнт індуктивності.}$$

Звідси можна зробити висновок, що величина коефіцієнта індуктивного опору залежить від  $C_{ya}^2$  і змінюється по параболічному закону. Звідси випливає, що при наявності підйомної сили завжди має місце індуктивний опір.

Індуктивний опір виникає у несучих поверхнях кінцевого розмаху (*малих значень  $\lambda$* ) при  $\alpha \neq \alpha_0$

$$C_{xa,i} = \frac{(0,32 + \delta)}{\lambda} (C_{ya}^{\alpha} \cdot \alpha)^2$$

Для крил будь-якої форми в плані можна визначити  $\Delta\alpha_{\text{сред}}$  и  $C_{xai}$ :

$$\Delta\alpha_{\text{сред}} = \frac{C_{ya}}{\pi \cdot \lambda} (1 + \tau); \quad C_{xa,i} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} (1 + \delta)$$

де

$\tau$  и  $\delta$  - поправочні коефіцієнти, і їх значення рівні:

- для крила прямокутної форми в плані;  $\tau = 0,18$  и  $\delta = 0,05$ ;
- для стріловидного крила  $\tau = 0,075$  и  $\delta = 0$ .

#### 7 Задачі: 4.1.7:

- 1) Визначити коефіцієнт індуктивного опору і силу індуктивного опору, якщо коефіцієнт підйомної сили рівняється - **1,25**, середня аеродинамічна хорда крила рівняється - **120 см**, розмах крила - **25 м**, політ здійснюється на висоті - **2000 м** при швидкості - **480 км год**.
- 2) Визначити коефіцієнт лобового опору і силу лобового опору, якщо коефіцієнт лобового опору при  $C_{ya} = 0$  рівняється - **0,085**, подовження крила - **8**, коефіцієнт підйомної сили рівняється - **0,9**, площа крила - **36 м<sup>2</sup>**, політ здійснюється на висоті - **1000 м** при швидкості - **540 км/год**.

Таким чином, при плавному обтіканні профілю крила при дозвукових швидкостях обтікання коефіцієнт лобового опору умовно поділяються на (рис 4.1.12):

- коефіцієнт профільного опору ( $C_{xa,p}$ )
- коефіцієнт індуктивного опору ( $C_{xa,i}$ )

$$C_{xa} = C_{xa,тр} + C_{xa,тиск} + C_{xa,i} = C_{xa,пр} + C_{xa,i}$$

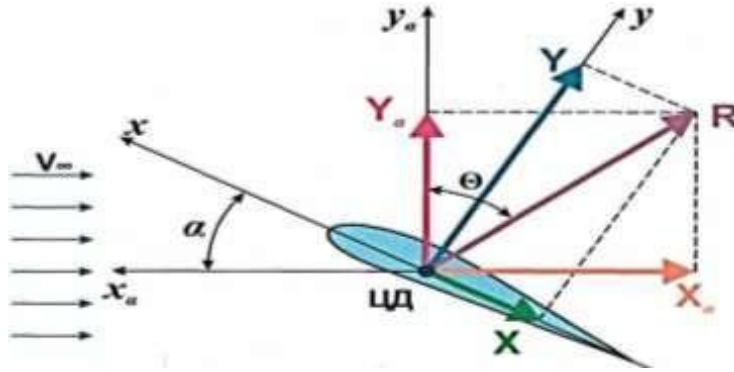


Рис 4.1.12 Схема складових лобового опору ( $X_a$ ) і поздовжньої сили ( $X$ )

З малюнка випливає вираз перерахунку коефіцієнта лобового опору:

$$C_{xa} = C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha$$

При  $\alpha \rightarrow 0$ ;  $\cos \alpha \rightarrow 1$ ;  $\sin \alpha \rightarrow 0$ , тоді вираз спрощується:

З малюнка випливає вираз перерахунку коефіцієнта лобового опору:

$$C_{xa} = C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha$$

При  $\alpha \rightarrow 0$ ;  $\cos \alpha \rightarrow 1$ ;  $\sin \alpha \rightarrow 0$ , тоді вираз спрощується:

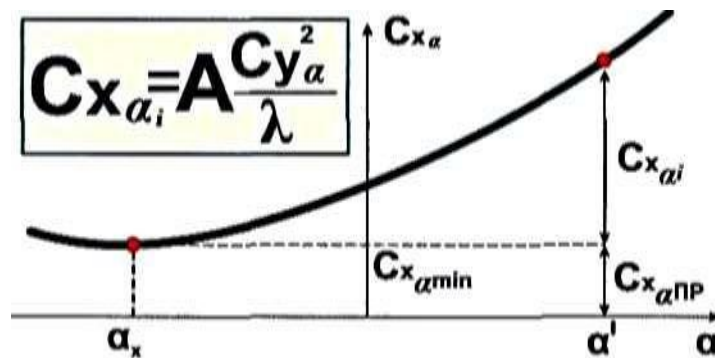
$$C_{xa} = C_x = C_{xa,тр} + C_{xa,дав.} = C_{xo}$$

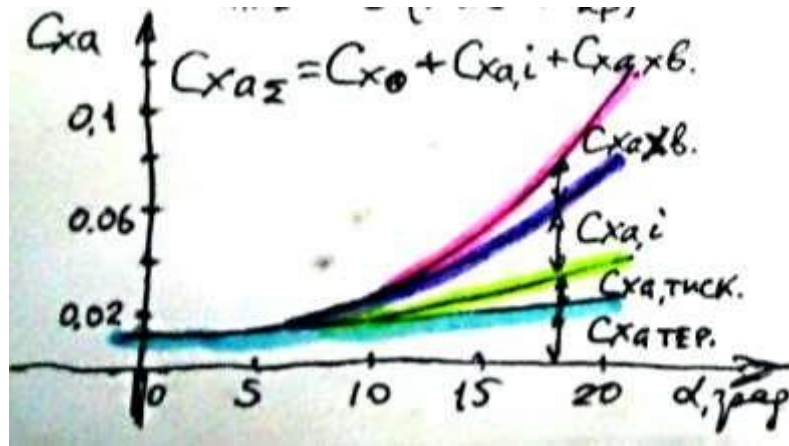
де

$$C_{x,тр} = 2cf \frac{S_n}{S} - \text{коефіцієнт тертя};$$

$$C_{xa,дав.} = \iint_S (\vec{p}_n - \vec{p}_z) \frac{1}{S} dy * dz - \text{коефіцієнт опору тиску}.$$

Сумарний лобовий опір залежить від кута атаки (рис 4.1.13)



Рис 4.1.13 Схема складових лобового опору  $C_{xa} = f(\alpha)$ 

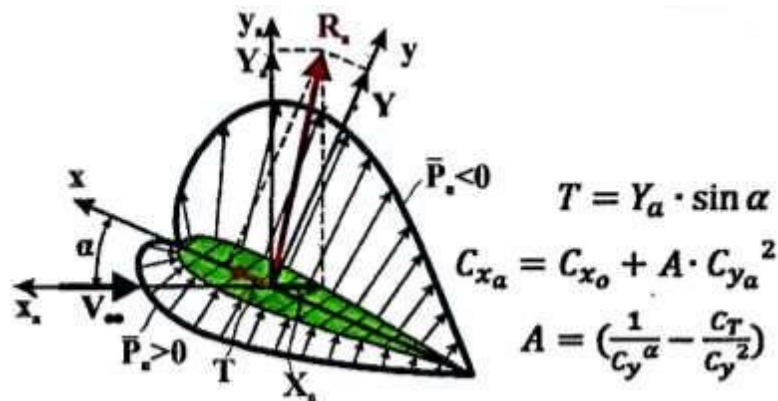
При появі підйомної сили, викликаній наявністю кута атаки, виникає розподіл нормального тиску по поверхні профілю крила, під якого переміщається до носика профілю і при цьому проекція сил тиску на вісь  $Ox$  призводить до появи підсмоктувальної сили (Рис 4.1.14).

З урахуванням підсмоктувальної сили коефіцієнт лобового опору можна визначити за формулою:

$$C_{xa} = (C_{x0} - C_\tau) \cdot \cos \alpha + C_y \cdot \sin \alpha$$

За умови  $\alpha \approx 0 \rightarrow \cos \alpha = 1; \sin \alpha = \alpha$ , отсюда

$$C_{xa} = (C_{x0} - C_\tau) + C_y \cdot \alpha, \text{ якщо підставити } \alpha = \frac{C_y}{C_y^\alpha}$$

Рис 4.1.14 Схема вигикнення підсмоктувальної сили ( $T$ )

$$\begin{aligned} C_{xa} &= C_{x0} + C_y \cdot \frac{C_y}{C_y^\alpha} - C_\tau = C_{x0} + \frac{C_y^2}{C_y^\alpha} - C_\tau = \\ &= C_{x0} + \left( \frac{1}{C_y^\alpha} - \frac{C_\tau}{C_y^2} \right) \cdot C_y^2 = C_{x0} + A \cdot C_y^2, \text{ тогдa } C_{xa} = C_{x0} + A \cdot C_y^2 \end{aligned}$$

де



$A = \left( \frac{1}{C_y^a} - \frac{C_T}{C_y^2} \right) \frac{1}{\pi \lambda}$  - коефіцієнт пропорційності, що характеризує вплив підйомної сили на силу лобового опору (*коефіцієнт відвалу поляри*);  
 $C_{x0}$  - коефіцієнт лобового опору при  $C_{ya} = 0$ ;  
 $C_{xa,i} = A \cdot C_y^2$  - коефіцієнт індуктивного опору;

На величину індуктивного опору великий вплив робить подовження несучої поверхні. Чим більше подовження, тим менше витрати на виникнення кінцевих вихорів по відношенню до загальних витрат на створення підйомної сили. Для створення однакової підйомної сили при малому подовженні несучої поверхні витрати на вихростворення більші, ніж при великому подовженні. Коефіцієнт пропорційності ( $A$ ) можна визначити експериментально за формулою:

$$A = \frac{0,32 + \delta}{\lambda}$$

де

$\delta$  - поправка, яка залежить від форми крила в плані.

Для стреловидних і трикутних крил  $\delta = 0,06 \dots 0,08$ .

Для аналізу впливу на коефіцієнт лобового опору кута атаки і підсмоктування сили, залежність представляють в швидкісний  $C_{xa} = f(\alpha)$  і зв'язаної  $C_x = f(\alpha)$  системах координат (рис 4.1.15) і коефіцієнта індукції  $A$  від числа Маха (рис 4.1.16).

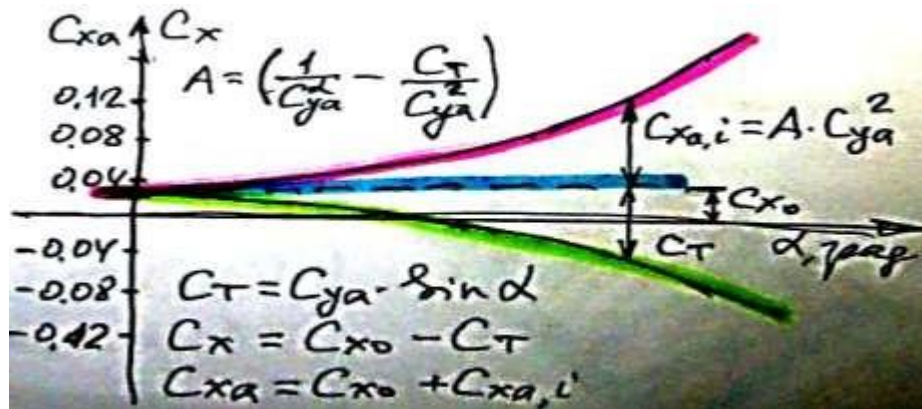


Рис 4.1.15 Графік залежності коефіцієнтів лобового опору  $C_{xa} = f(\alpha)$  і поздовжньої сили  $C_x = f(\alpha)$

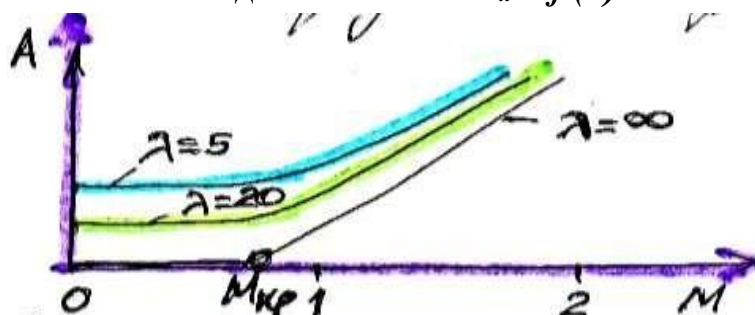


Рис 4.1.16 Графік залежності коефіцієнта індуктивності  $A = f(M)$

З графіка видно, що коефіцієнт  $A$  різко зростає при надзвукових швидкостях.

#### 8 Задача: 4.1.8:

- 1) Визначити коефіцієнт індуктивного опору, силу індуктивного опору і підсмоктувальну силу, якщо політ виконується на висоті - **1000 м** при швидкості **540 км/год**, кут атаки -  **$6^\circ$** , коефіцієнт підйомної сили рівняється - **1,2**, площа крила -  **$50 \text{ м}^2$** , подовжений крила - **10**.

#### 4.1.7 Хвильовий опір і його фізична сутність

При збільшенні швидкості незбуреного повітряного потоку  $M_\infty > M_{кр}$  картина обтікання профілю суттєво змінюється, виникають надзвукові зони потоків і стрибки ущільнення.

Надзвукова зона обтікання замикається стрибком ущільнення, виникнення якого пояснюється гальмуванням надзвукового потоку. Швидкість потоку перед профілем менше швидкості звуку  $M < 1$  ( $V < a$ ), тому після надзвукової зони вона також буде менше швидкості звуку (рис 4.1.17 і 4.1.18).

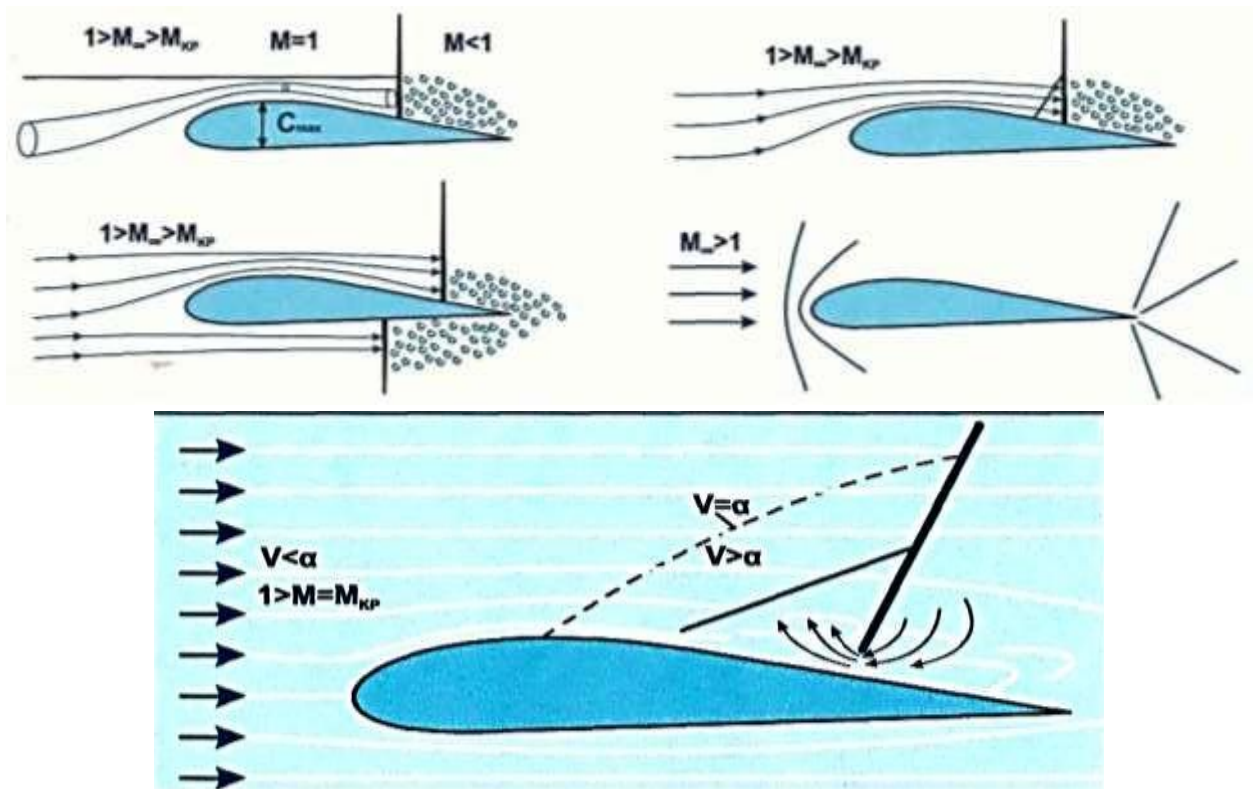


Рис 4.1.17 Схема виникнення місцевого стрибка ущільнення

Перехід надзвукової течії в дозвукову завжди відбувається на стрибку ущільнення. Зі збільшенням  $\uparrow M_\infty$  надзвукові зони розширюються і скачки ущільнення зміщуються назад (рис 4.1.18 і 4.1.19).

При подальшому збільшенні числа Маха стрибок ущільнення виникає і на нижній поверхні профілю крила.

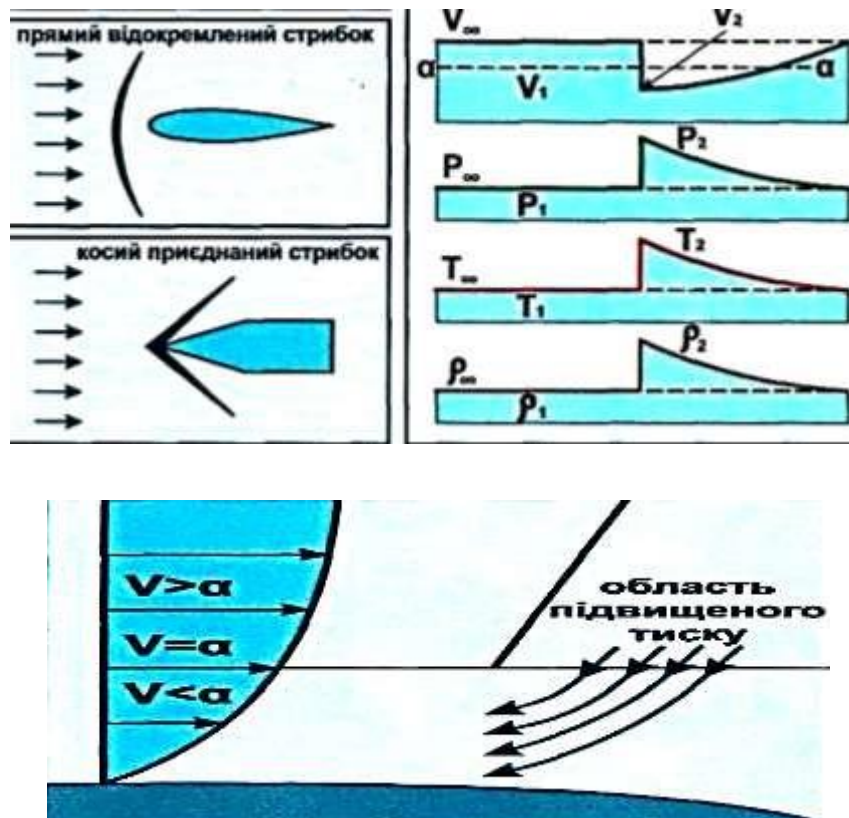


Рис 4.1.18 Схема зміни параметрів повітря на стрибку ущільнення і товщині погранслю

При подальшому збільшенні числа Маха  $M > M_{кр}$  відбувається зміщення стрибків ущільнення і на нижній поверхні профілю скачок досягає задньої кромки профілю, при цьому зона розрідження охоплюють всю поверхню профілю, стрибки ущільнення, які замикають надзвукові зони  $M_{кр} < M_{\infty} < 1$ , називаються *місцевими стрибками ущільнення*.

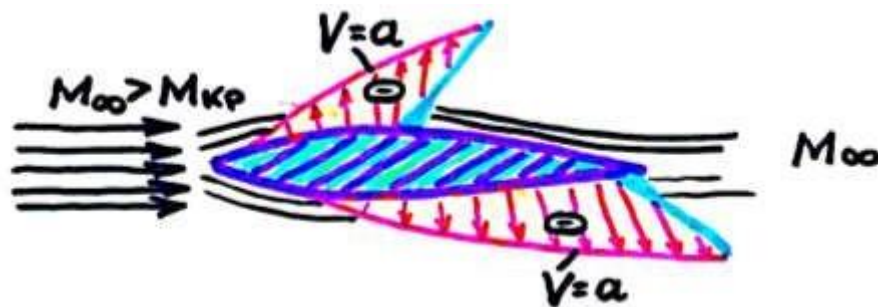


Рис 4.1.19 Схема розвитку надзвукових зон обтікання на поверхні профілю



Виникнення стрибків ущільнення при  $M_\infty > M_{кр}$  призводить до істотної зміни розподілу тиску і виникненню додаткового опору, який називається *хвильовим*. За своєю сутністю хвильовий опір є опором тиску при надзвукових швидкостях обтікання профілю (рис 4.1.20).

Максимального значення хвильовий опір досягає в залежності від форми профілю при  $M_\infty = 1,05$

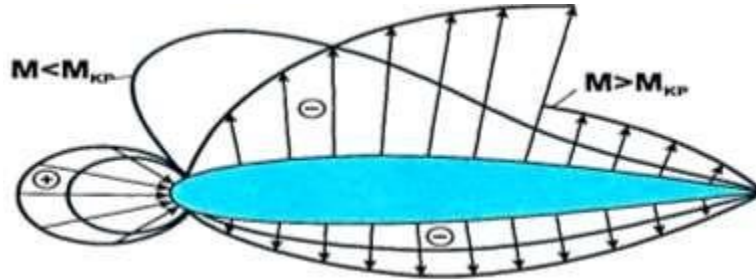


Рис 4.1.20 Схема розвитку надзвукових зон обтікання на поверхні профілю при збільшенні швидкості потоку  $M_\infty > M_{кр}$

Коефіцієнт лобового опору при  $M_{кр} = M_\infty$  дорівнює:

$$C_{xa} = C_{xo} + C_{xa,i}, \quad \text{где } C_{xo} = C_{xa,дав.} + C_{xa,тр} + C_{xa,вол}$$

де,  $C_{xo}$  - не залежить від підйомної сили і складається з опору тиску, тертя і хвильового опору.

Коефіцієнт хвильового опору можна визначити за формулою:

$$C_{xa,вол} = B(M_\infty - M_{кр})^3$$

де

$B$  - коефіцієнт, який залежить від форми профілю крила (для дозвукових профілів  $B = 11$ ).

Дана формула використовується для визначення хвильового опору для діапазону швидкостей:

$$M_\infty = M_{кр} + 0,15$$

### 9 Задачі: 4.1.9:

- 1) Визначити аеродинамічний коефіцієнт хвильового опору і силу хвильового опору, якщо критичне число Маха рівняється - **0,7**, число Маха незбуреного потоку - **0,85**, коефіцієнт впливу форми профілю на розмір хвильового опору рівняється - **9**, політ здійснюється на висоті - **1000 м**, площа крила - **45 м<sup>2</sup>**.
- 2) Визначити підйомну силу, силу лобового опору і результуючу аеродинамічну силу при польоті з швидкістю при числі Маха  $M = 0,5$  на висоті  $H = 2000$  м, якщо аеродинамічні коефіцієнти  $C_{ya} = 0,8$ , а  $C_{xa} = 0,005 + 0,3C_{ya}$ , площа крила  $S = 50$  м<sup>2</sup>.
- 3) Коефіцієнт лобового опору літака при виготовленні на заводі складав  $C_{xa1} = 0,019$ . В процесі експлуатації і ремонту літака коефіцієнт опору збільшився

до  $C_{xa2} = 0.024$ . Визначити на скільки збільшилась сила лобового опору літака в польоті на висоті  $H = 6000 \text{ м}$  при швидкості  $V = 640 \text{ км/год}$ , площа крила  $S = 140 \text{ м}^2$ .

#### 4.1.8 Залежність аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили і лобового опору $C_{ya}$ і $C_{xa}$ від числа Маха

У дозвуковом потоці аеродинамічний коефіцієнт  $C_{ya}$  монотонно збільшується зі збільшенням числа Маха, а коефіцієнт лобового опору практично залишається постійним.

При збільшенні числа Маха незбуреного повітряного потоку ( $M_\infty > M_{кр}$ ), в зв'язку з виникненням місцевих надзвукових потоків і стрибків ущільнення, монотонність зміни аеродинамічних характеристик порушується (рис 4.1.21 ... 4.1.23).

Розглянемо протікання залежностей коефіцієнтів підйомної сили і сили лобового опору від числа Маха ( $C_{ya}(M)$  і  $C_{xa}(M)$ ) для профілю крила великого подовження при цьому кут атаки незмінний ( $\alpha = \text{const}$ ) і відповідає беззривному обтіканню профілю.

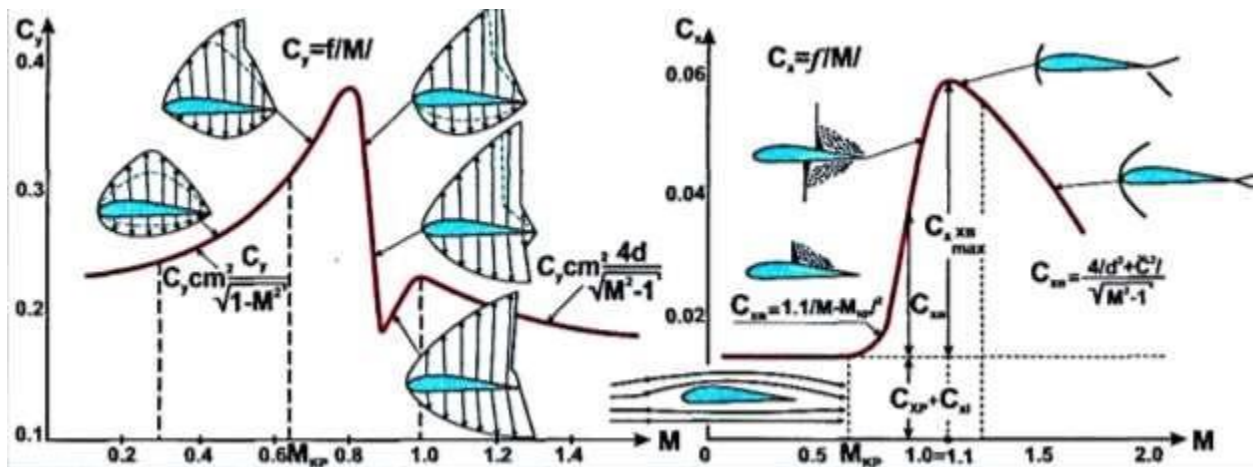


Рис 4.1.21 Залежність коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  від числа Маха при куті  $\alpha = \text{const}$

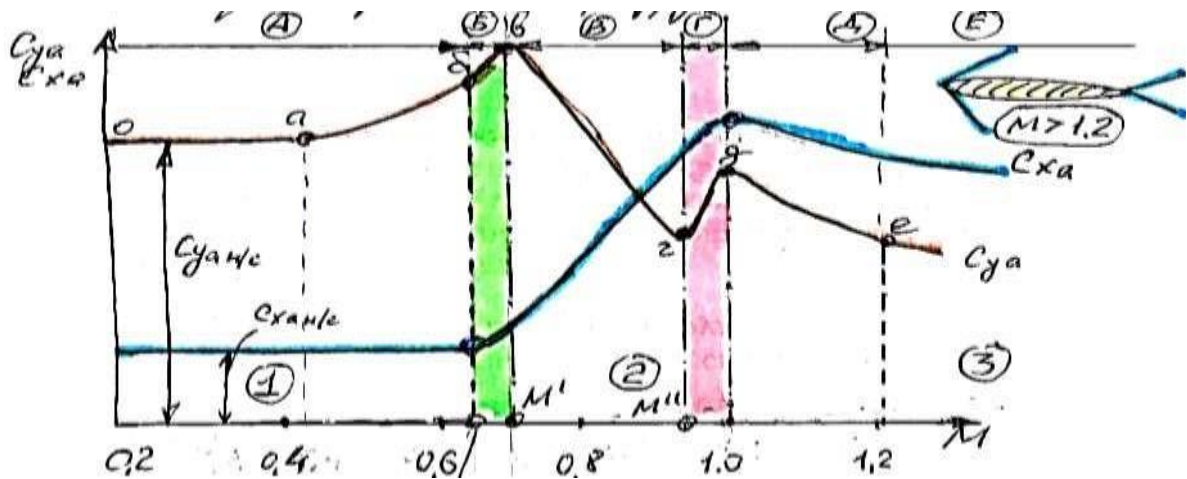


Рис 4.1.22 Залежність коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  від числа  $M$  при куті  $\alpha = \text{const}$

1 - зона дозвукового обтікання;

2 - зона змішаного обтікання;

3 - зона надзвукового обтікання.

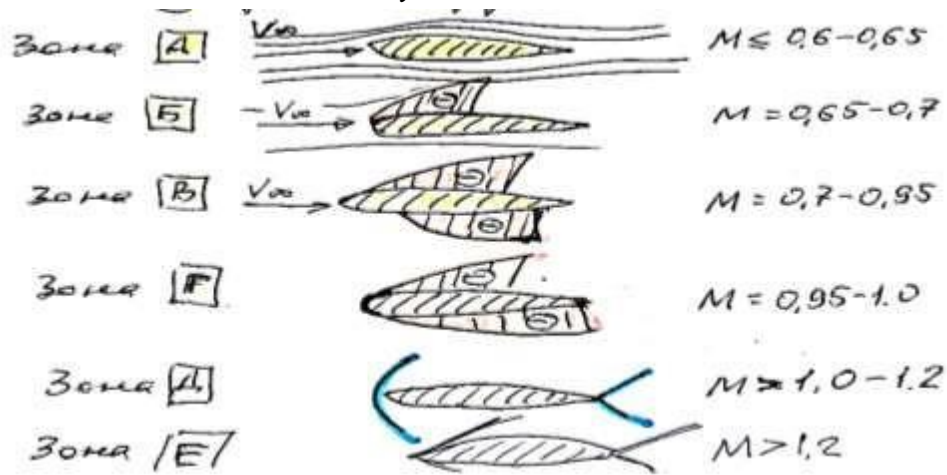


Рис. 4.1.23 Схеми виникнення надзвукових зон в залежності від числа Маха

- 1) На ділянці «**о-а**» збільшення швидкості повітряного потоку і числа Маха практично не викликає збільшення коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$ .
- 2) На ділянці «**а-б**» в діапазоні чисел Маха коефіцієнт  $C_{ya}$  плавно зростає внаслідок збільшення абсолютних значень коефіцієнтів нормального тиску і впливу стисливості повітря. ( $0,4 < M \leq M_{кр}$ )

Коефіцієнт  $C_{xa}$  збільшується зі зростанням числа Маха  $M$ :

$$C_{уасж} = \frac{k \cdot C_{уан/сж}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

При цьому, відповідно збільшується і кут нахилу залежності на лінійній ділянці:  $C_{ya} = f(\alpha)$

$$C_{уасж}^{\alpha} = \frac{k \cdot C_{уан/сж}^{\alpha}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

Коефіцієнт ( $k$ ) - враховує характер розподілу тиску і число Маха ( $M$ ), так при  $M = 0,3-0,4 \rightarrow k = 1$ , при  $M > 0,4 \rightarrow k < 1$ .

Коефіцієнт лобового опору  $C_{xa}$  на малих швидкостях потоку  $M < 0,65$  практично не змінюється, і починає зростати при наближенні числа Маха до критичного значення ( $M \rightarrow M_{кр.}$ )

- 3) На ділянці «б-в» відбувається різке збільшення коефіцієнта  $C_{ya}$  за рахунок виникнення та збільшення надзвукової зони на верхній поверхні профілю (Б), а також переміщення стрибка ущільнення по верхній поверхні до задньої крайки профілю, що призводить до різкого зниження тиску над профілем крила.

Така картина обтікання і збільшення  $C_{ya}$  триває до числа Маха  $M = M' = 0,7$ .

Коефіцієнт лобового опору  $C_{xa}$  при числі Маха ( $M > M_{кр.}$ ) починає різко зростати внаслідок появи стрибка ущільнення на верхній поверхні профілю, що призводить до виникнення хвильового опору.

- 4) У точці «в» коефіцієнт  $C_{ya}$  досягає максимального значення, стрибок ущільнення на верхній поверхні профілю призупиняється і при цьому з'являється стрибок ущільнення на нижній поверхні профілю.
- 5) На ділянці «в-г» зі збільшенням числа Маха стрибок на нижній поверхні профілю зміщується назад, при цьому збільшується зона розрідження, що призводить до зменшення коефіцієнта  $C_{ya}$ .

Коефіцієнт  $C_{xa}$  продовжує збільшуватися через збільшення хвильового опору, так як скачки ущільнення виникли і на верхній і на нижній поверхнях профілю.

- 6) Точка «г» характеризує момент досягнення стрибком ущільнення на нижній поверхні задньої кромки профілю крила, зона розрідження охоплює всю нижню поверхню профілю. На верхній поверхні профілю стрибок ущільнення залишається на місці. Це відповідає мінімальному перепаду тиску, а значення коефіцієнта  $C_{ya}$  досягає мінімального значення.
- 7) На ділянці «г-д» продовжує збільшуватися надзвукова зона на верхній поверхні профілю через переміщення стрибка ущільнення назад, що призводить до збільшення  $C_{ya}$ . При досягненні числа Маха  $M = 1$ , верхній стрибок досягає задньої кромки, а перед профілем крила виникає відокремлений головний скачок ущільнення.

Коефіцієнт  $C_{xa}$  на цій ділянці продовжує збільшуватися внаслідок наявності стрибків ущільнення зверху і знизу профілю крила, продовжує збільшуватися хвильовий опір.

- 8) Точка «д» відповідає досягненню швидкості потоку рівній  $M = 1$  і виникненню головного стрибка ущільнення перед носиком профілю крила.

Коефіцієнт  $C_{ya}$  досягає проміжного максимального значення. Коефіцієнт  $C_{xa}$  досягає максимального значення внаслідок виникнення відокремленого головного стрибка ущільнення, перед профілем, великої інтенсивності.

- 9) На ділянці «д-е» при збільшенні швидкості потоку  $\uparrow M > 1$  головний стрибок ущільнення наближається до носика профілю і набуває форму косого стрибка ущільнення.

Коефіцієнт  $C_{ya}$  продовжує зменшуватися внаслідок того, що розширення повітряного потоку за головним стрибком під профілем крила відбувається більш інтенсивно, ніж над профілем крила.

Коефіцієнт  $C_{xa}$  зменшується через зниження інтенсивності гальмування потоку на приєднаних косих стрибках ущільнення, що викликає зменшення хвильового опору.

При числах Маха  $M > 1,4 \dots 1,5$  для сучасних профілів крила коефіцієнт  $C_{ya}$  практично не залежить від форми і товщини профілю, а залежить тільки від кута атаки:

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

Величина коефіцієнта  $C_{xa}$  зменшується, але все ж залишається більшою, ніж на ділянці чисел Маха до  $M_{кр}$ .

Зменшення коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  при збільшенні числа Маха  $\uparrow M > 1$  викликана тим, що підйомна сила і лобове опір ростуть не пропорційно квадрату швидкості потоку ( $V^2$ ), а дещо повільніше.

Різке збільшення коефіцієнта  $C_{xa}$  в діапазоні зміни чисел Маха  $M = M_{кр} \dots 1,0$  викликано тим, що сили лобового опору змінюються пропорційно швидкості в 3-й і 5-го ступеня ( $V^3 \dots V^5$ ). Це різке зростання коефіцієнта  $C_{xa}$  і являє собою звуковий бар'єр, який не змогли подолати літаки з гвинтовими двигунами. Демонстрація впливу геометричних параметрів профілю крила на його аеродинамічні характеристики на прикладі зміни подовження, стрілоподібності і звуження.

Для аналізу відберемо три різних крила (рис 4.1.24 і 4.1.25):

- 1) Прямокутне крило великого подовження ( $\lambda = 5, \chi = 0$ );
- 2) Стрілоподібне крило великого подовження ( $\lambda = 5, \chi = 60^\circ, \eta = 1$ );
- 3) Стрілоподібне крило малого подовження ( $\lambda = 1, \chi = 60^\circ, \eta = 1$ )



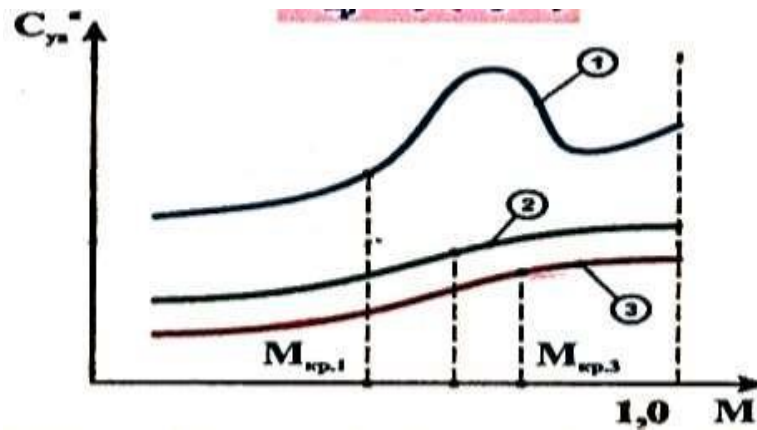


Рис 4.1.24 Вплив форми крила в плані на залежність  $C_{y\alpha}^{\alpha}(M)$   $C_{x0}(M)$

З малюнків випливає, що для крила *1* зміна  $C_{y\alpha}^{\alpha}(M)$  аналогічно раніше розглянутим залежностям,  $C_{y\alpha}$  і істотно зменшується в діапазоні чисел Маха  $M^I \dots M^{II}$ . Для крил *2* і *3* збільшення коефіцієнта  $C_{y\alpha}^{\alpha}$  приблизно однакове і протікає плавно.

Зміна сили лобового опору при збільшенні числа Маха  $C_{x0}(M)$  враховує тільки опір тертя, яке є основною складовою лобового опору для даного діапазону чисел Маха.

Перебіг залежності  $C_{x0} = f(M)$  для всіх форм крил в плані практично однакове, однак при цьому інтенсивність росту лобового опору для стріловидного крила менше, ніж для прямокутного.

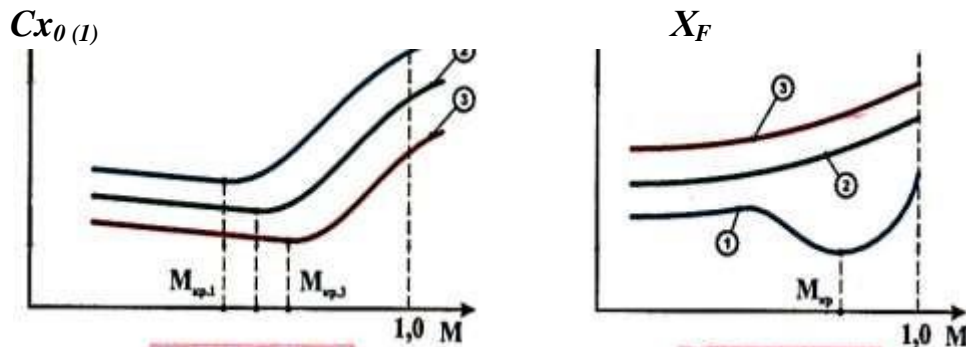


Рис 4.1.25 Вплив форми крила в плані на залежність  $\vec{x}_F = f(M)$

Тому *хвильової криза* для стріловидних крил і особливо малого подовження відбувається «м'якше», не так різко, а максимальне значення опору зміщується вправо, в бік більших значень чисел Маха.

Зміна координати фокуса ( $x_F$ ) на прямокутному крилі (*1*) при збільшенні числа Маха *від 0,4 до  $M_{kp}$*  викликано впливом стисливості на збільшення перепаду тиску між верхньою і нижньою поверхнею профілю крила. Крім цього, через перетікання

повітря через кінці крила, перепад тиску на кінцях крила зменшується і в основному підйомна сила створюється кореневої і середньою частиною крила. Це призводить до зміщення координати фокуса профілю та, крила в цілому, вперед. На стрілкою крила цього явища не відбувається внаслідок більш просторової картини обтікання.

При збільшенні чисел Маха  $M > M_{кр}$  на верхній поверхні профілю виникають надзвукові зони, а значить виникає і додаткове розрідження, яке утворюється на задніх схилах профілів, тому координата фокуса ( $x_F$ ) починається зміщуватися назад. При збільшенні стрілоподібності крила координата фокуса також зміщується назад.

#### **10 Задачі: 4.1.10:**

- 1) Визначити підйомну силу, силу лобового опору і результуючу аеродинамічну силу літака при польоті з швидкістю  $M = 0,5$  на висоті **2000 м**, якщо коефіцієнт  $C_{ya} = 0,8$ , а  $C_{xa} = 0,005 + 0,3 * C_{ya}$ , площа крила  $S = 50 \text{ м}^2$ .
- 2) Визначити повну аеродинамічну силу, що виникає на літаку в польоті, якщо при числі Маха  $M = 0,75$ , коефіцієнт  $C_{ya} = 0,35$ , висота польоту **500 м**, полярна описується рівнянням  $C_{xa} = 0,021 - 0,03C_{ya} + 0,102C_{ya}^2$ , площа крила  $S = 115 \text{ м}^2$ .
- 3) При куті атаки  $\alpha = 20^\circ$  без ковзання, коефіцієнти аеродинамічних сил мають значення  $C_{xa} = 0,465$  і  $C_{ya} = 1,99$ . Визначити коефіцієнт аеродинамічної якості  $K$ , коефіцієнти повздовжньої сили  $C_x$  і нормальної сили  $C_y$ , а так же нормальну силу на  $H = 0 \text{ м}$ , при швидкості  $V = 500 \text{ км/год}$  і площі несучої поверхні  $S = 88 \text{ м}^2$ .
- 4) Визначити швидкість і швидкісний тиск над профілем крила і під ним, якщо швидкість невимушеного потоку рівняється  $V = 300 \text{ км/год}$  на висоті польоту **1000 м**, площа перерізу потоку перед профілем рівняється  $S = 250 \text{ мм}$ , при цьому площа над профілем зменшується на **20%**, а під профілем збільшується на **10%**.