

**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.

## **ЛЕКЦИЯ 7.2: Повна аеродинамічна сила і результуючий аеродинамічний момент**

### **План лекції:**

- 1 Діаграма розподілу нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді крила.
- 2 Центр тиску, аеродинамічний фокус профілю і парабола стійкості.
- 3 Виникнення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту.
- 4 Коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів в проекціях на зв'язану і швидкісну вісі систем координат.
- 5 Вплив на коефіцієнт підйомної сили геометричних і кинематичних параметрів обтікання.

### **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 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 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 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.

#### **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 Аерокотер, 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 винтокрилi. 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 7.2: ПОВНА АЕРОДИНАМІЧНА СИЛА І РЕЗУЛЬТУЮЧИЙ АЕРОДИНАМІЧНИЙ МОМЕНТ

### План лекції:

- 7.2.1 Розподіл нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді крила
- 7.2.2 Центр тиску і аеродинамічний фокус профілю
- 7.2.3 Виникнення повної аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту
- 7.2.4 Коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів в проекціях на зв'язану і швидкісну вісі систем координат
- 7.2.5 Вплив на коефіцієнт підйомної сили геометричних і кінематичних параметрів обтікання.

### 7.2.1 Розподіл нормальної складової тиску по поверхні профілю, епюри тиску по хорді крила

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  $i$ -ої точці профілю, Па;

$p_\infty$  — тиск незбуреного потоку;

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

Розподіл нормального тиску по поверхні профілю крила зображується векторними діаграмами і епюрами розподілу тиску по хорді профілю (рис 7.2.1).

Векторну діаграму розподілу тиску будують в безрозмірних величинах

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

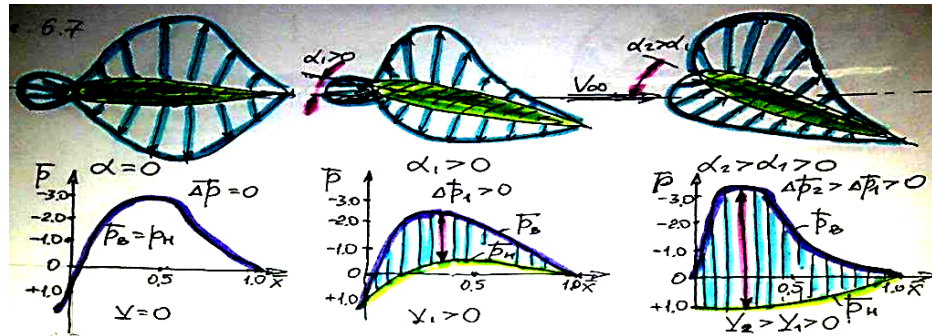


Рис 7.2.1 Схема розподілу тиску по поверхні профілю і епюри тисків по хорді

### 7.2.2 Центр тиску і аеродинамічний фокус профілю

**Центром тиску** називається точка на поздовжній осі перетину крила через яку проходить лінія дії рівнодіючої аеродинамічних сил (рис 7.2.2).

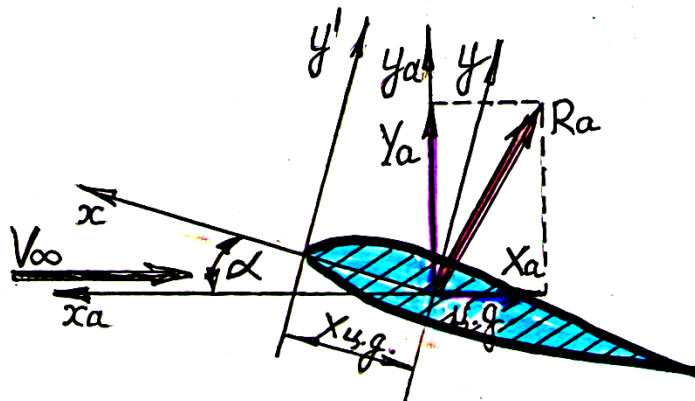


Рис 7.2.2 Схема розташування центру тиску і появи моменту тангажа

Момент тангажу щодо носика профілю дорівнює:

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

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

$$\bar{x}_{ц.д.} = -\frac{m_z}{C_y}$$

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

$$\bar{x}_{ц.д.} = -\frac{m_z}{C_{ya}}$$

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 7.2.3)

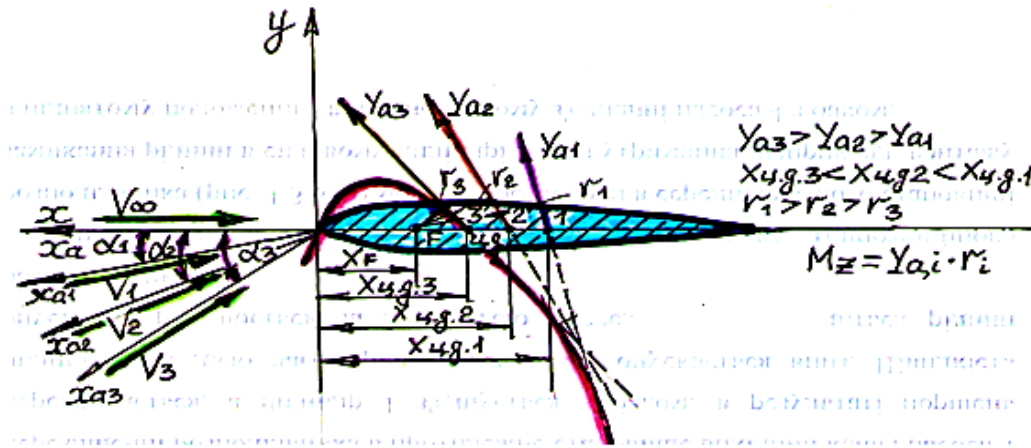


Рис 7.2.3 Схема побудови параболи стійкості

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 ( $M_z = \text{const}$ )

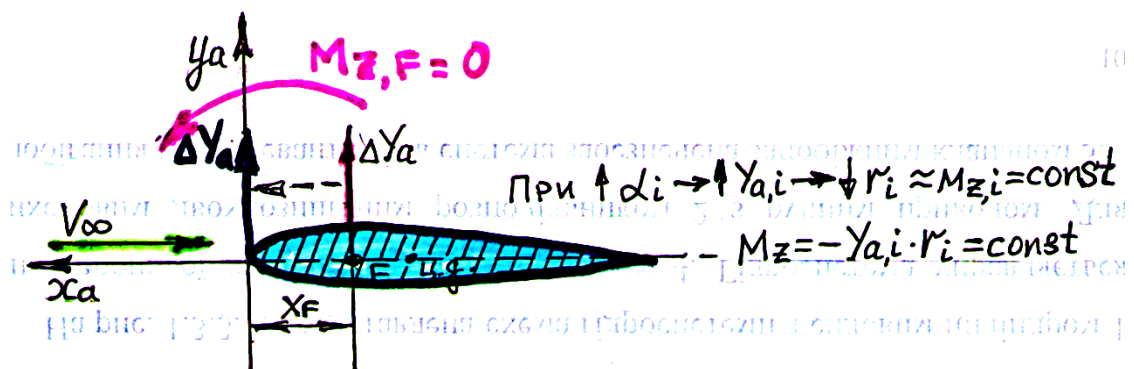


Рис 7.2.4 Схема виникнення аеродинамічного фокуса



нехай

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

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

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

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

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

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

де

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

сили:

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

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 -  $M$ .

При дозвукових швидкостях польоту розташування фокуса на профілю крила:

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

### 7.2.3 Виникнення 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 7.2.5).

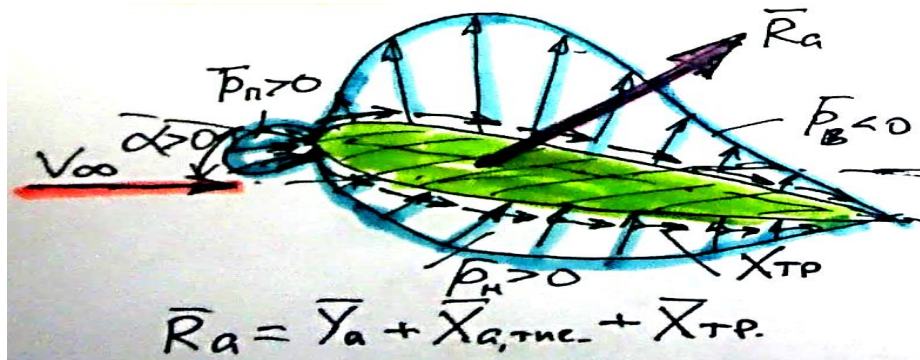


Рис 7.2.5 Схема виникнення повної аеродинамічної сили ( $R_a$ )

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, 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 7.2.6).

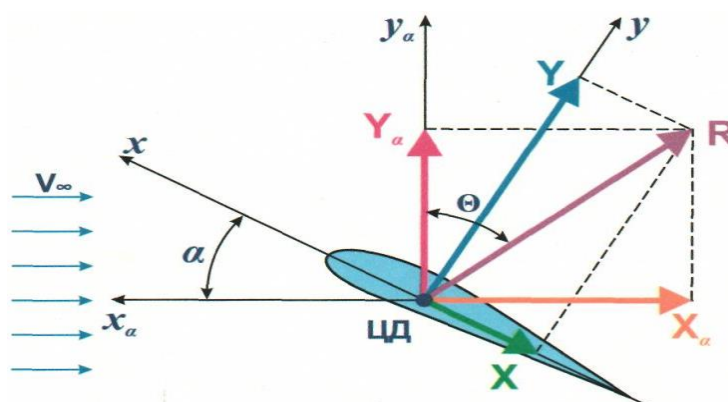


Рис 7.2.6 Схема проєкцій повної аеродинамічної сили на вісі систем координат

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  $\overline{R_a}$  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  $\overline{R_a}$  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  $\overline{R_a}$  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  $\overline{R_a}$  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: 7.2.1:

- 1) Визначити підйомну силу і силу лобового опору профіля крила, якщо результуюча аеродинамічна сила  $R_a = 15$  Тс, кут якості ставить  $\theta = 30^\circ$ . 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 Тс, а сила лобового опору 3 Тс, площа крила рівняється 30 м<sup>2</sup>, масова густина повітря відповідає висоті  $H = 0$  км, швидкість повітряного потоку рівняється 720 км/год.

Для визначення аеродинамічних моментів  $LA$  використовується зв'язана система координат. Найчастіше використовуються проекції повного аеродинамічного моменту на відповідні вісі зв'язаної системи координат (рис 7.2.7).

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.

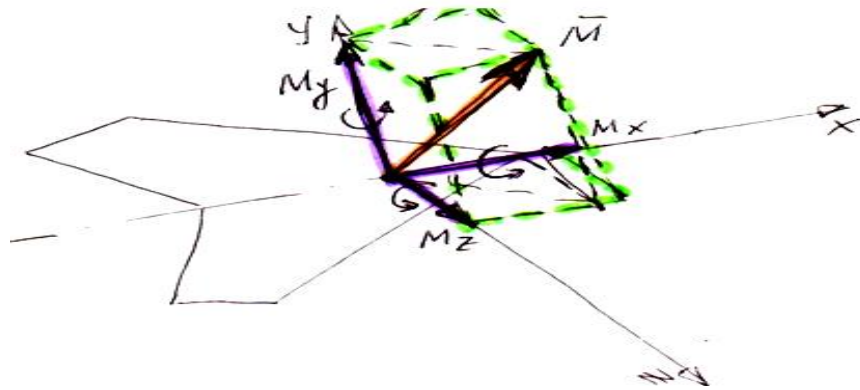


Рис 7.2.7 Схема виникнення результуючого аеродинамічного моменту ( $M_a$ )

Розмір аеродинамічних сил і моментів залежить від:

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

2 Задача: 7.2.2:

- 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**.

#### 7.2.4 Коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів в проекціях на вісі зв'язаної і швидкісної систем координат

Аеродинамічна сила і момент пропорційні розмірам тіла (*площі і розмаху крила*), швидкісному напору повітряного потоку ( $\frac{\rho V^2}{2}$ ). Для спрощення аналізу аеродинамічних характеристик літального апарату і його складових елементів вводяться безрозмірні коефіцієнти пропорційності для сил і моментів у швидкісній і зв'язаній системах координат:

Коефіцієнт повної аеродинамічної сили:

$$C_R = \frac{Ra}{\frac{\rho V^2}{2} S}; \quad q = \frac{\rho V^2}{S}$$

Коефіцієнти лобового опору, підйомної сили і бічної сили:

$$C_{xa} = \frac{X_a}{qS}; \quad C_{ya} = \frac{Y_a}{qS}; \quad C_{za} = \frac{Z_a}{qS};$$

Коефіцієнти поздовжньої сили, нормальної сили, поперечної сили:

$$C_x = \frac{X}{qS}; \quad C_y = \frac{Y}{qS}; \quad C_z = \frac{Z}{qS};$$

де

$q = \frac{\rho V^2}{2}$  - швидкісний напір повітряного потоку, Па;

$S$  - характерна площа несучої поверхні, м<sup>2</sup>.

$C_R, C_x, C_y, C_z, C_{xa}, C_{ya}, C_{za}$  - коефіцієнти пропорційності відповідних складових аеродинамічних сил.

Аеродинамічні коефіцієнти моментів визначаються за формулами:

$$m_x = \frac{M_x}{q \cdot S \cdot \ell} - \text{коефіцієнт моменту крену};$$

$$m_y = \frac{M_y}{q \cdot S \cdot \ell} - \text{коефіцієнт моменту ристання};$$

$$m_z = \frac{M_z}{q \cdot S \cdot \ell_A} - \text{коефіцієнт моменту тангажа}.$$

де

$\ell$  - розмах крила, м;

$\ell_A$  - хорда профілю крила (середня аеродинамічна хорда), м.

Безрозмірні коефіцієнти сил і моментів не залежать від:

- швидкісного напору;
- розмірів крила (площі, розмаху, хорди).

Але залежать від:

- форми крила в плані;
- кутів атаки і ковзання;
- критеріїв подібності (стисливості і в'язкості) чисел  $M$  і  $Re$ .

Аеродинамічні коефіцієнти сил і моментів крила визначаються як теоретично так і експериментально (рис 7.2.8).

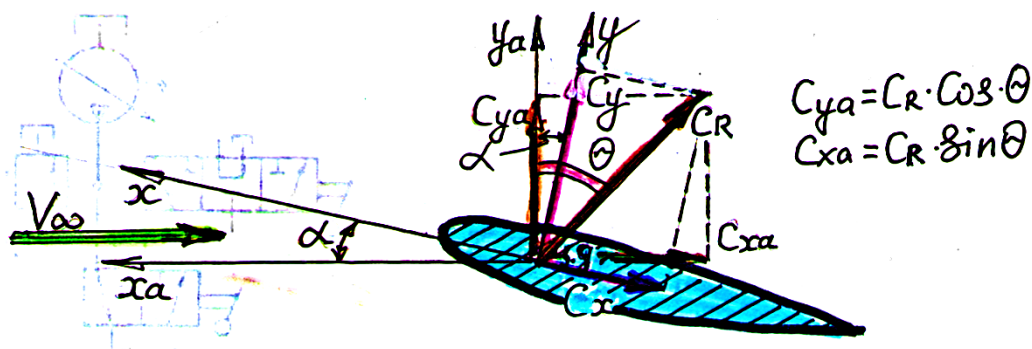


Рис 7.2.8 Схема проєкцій коефіцієнтів аеродинамічних сил

Аеродинамічні сили, в швидкісній і пов'язаній системах координат, пов'язані між собою певними співвідношеннями:

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

$$C_{ya} = C_y \cdot \cos \alpha - C_x \cdot \sin \alpha$$

або

$$C_x = C_{xa} \cdot \cos \alpha - C_{ya} \cdot \sin \alpha$$

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

При малих кутах атаки ( $\alpha$ ) можна отримати спрощені формули:  $\alpha \rightarrow 0$ ;  $\cos \alpha \rightarrow 1$ ;  $\sin \alpha \rightarrow \alpha$

$$C_{xa} = C_x + C_y \cdot \alpha$$

$$C_{ya} = C_y - C_x \cdot \alpha$$

3 Задачі: 7.2.3:

- 1) Визначити аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили, сили лобового опору і аеродинамічну якість, якщо похідна коефіцієнту підйомної сили від кута атаки рівняється  $C'_{ya} = 4$ , кут атаки  $\alpha = 0,176$  рад., спочатку кут атаки  $\alpha_0 =$  мінус  $0,035$  радіан, коефіцієнт повздовжньої 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 також 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°C** до температури літом **+30°C**, якщо максимальне число Маха рівняється **0,7**, а також визначити швидкісний тиск при температурі мінус **30°C** 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 також підйомну силу крила, якщо коефіцієнт підйомної сили рівняється **0,9**, а площа крила - **60 м<sup>2</sup>**.

## 7.2.5 Вплив на коефіцієнт підйомної сили геометричних і кінематичних параметрів обтікання

### 7.2.5.1 Вплив кута атаки на коефіцієнт підйомної сили

Коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya}$  характеризує несучі здібності крила при зміні кута атаки.

Розглянемо вплив на  $C_{ya}$  основних факторів. Коефіцієнт  $C_{ya} \uparrow$  збільшується при збільшенні кута атаки  $\uparrow \alpha$ , тобто залежність  $C_{ya} = f(\alpha)$  має як лінійний ділянку так і не лінійний (рис 7.2.9):

$$C_{ya} = C_{y0} + C_{ya}^{\alpha} \cdot \alpha \text{ або } C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0)$$

де

$C_{y0}$  - це значення  $C_{ya}$  при  $\alpha = 0$ ;  $\alpha = \alpha_0$  - це кут при якому  $C_{ya} = 0$ ;

$C_{ya}^{\alpha} = \frac{\Delta C_{ya}}{\Delta \alpha} = \text{tg} \varphi$  - це похідна коефіцієнта підйомної сили від кута

$\alpha$  і характеризує кут нахилу графіка залежності  $C_{ya}(\alpha)$ .

Ділянка від  $\alpha_0$  до  $\alpha_{н.с.}$  - залежність лінійна, і є похилою лінією під кутом  $\varphi$  до осі кута  $\alpha$ .

При досягненні  $\alpha = \alpha_{н.с.}$  лінійна залежність порушується, через початок зриву потоку з верхньої поверхні профілю.

При  $\alpha = \alpha_{кр}$ ,  $C_{ya} = C_{ya \max}$  і при подальшому збільшенні кута атаки коефіцієнт  $C_{ya}$  зменшується через зрив потоку на верхній поверхні профілю.

Кут, при якому  $C_{ya}$  досягає значення  $C_{ya \max}$  називається критичним кутом атаки ( $\alpha_{кр}$ ). Кут, при якому порушується лінійна залежність  $C_{ya}(\alpha)$  називається кутом атаки початку зриву потоку ( $\alpha_{н.с.}$ ).

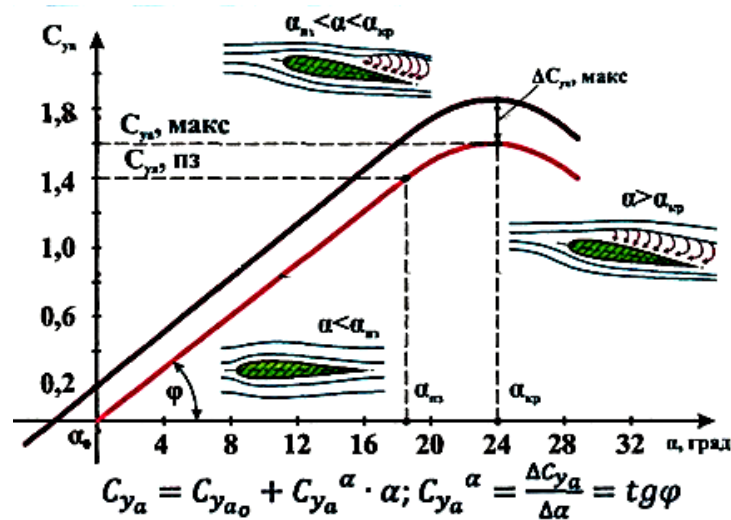


Рис 7.2.9 Схема графіка залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$

Відрив потоку в примежовому шарі супроводжується тряскою крила. Початок тряски можна використовувати як ознака наближення літака до критичного кута атаки. Несучі властивості крила характеризуються швидкістю зростання коефіцієнта  $C_{ya}$  при  $\uparrow \alpha$ .



Значення кута атаки  $\alpha = \alpha_0$  залежить від кривизни профілю крила. Для крила симетричного профіля  $\bar{f} = 0$ ,  $\alpha_0 = 0$ ,  $C_{ya} = 0$ .

При не симетричному профілю при  $\alpha = 0$  створюється деяка підйомна сила. Щоб отримати  $C_{ya} = 0$ , профіль необхідно встановити під кутом атаки  $\alpha_0 < 0$ . Відносний тиск залежить від кута атаки (рис 7.2.10).

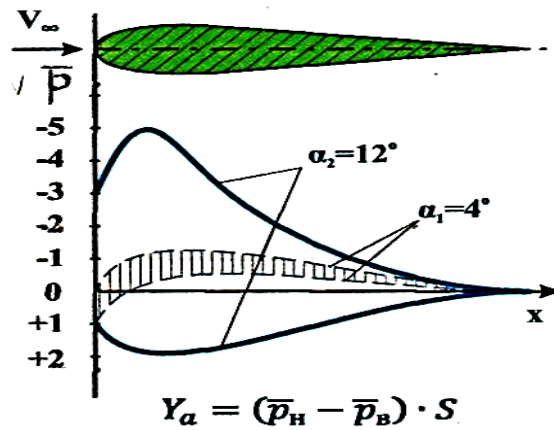


Рис 7.2.10 Схема епюр тиску при зміні кута атаки

#### 7.2.5.2 Вплив аеродинамічної форми профілю на аеродинамічні характеристики

Розглянемо якісну характеристику впливу відносної кривизни профілю на величину  $C_{ya}$  при зміні кутів ( $\alpha$ ) для симетричного профілю  $\bar{f} = 0$  і не симетричного профілю (рис 7.2.11).

Як впливає з графіка, збільшення кривизни профілю зміщує залежність  $C_{ya}(\alpha)$  еквідистантно вліво - вгору. При цьому збільшуються величини  $\alpha_{кр}$  і  $C_{ya \max}$ , а так само абсолютне значення  $\alpha_0$ .

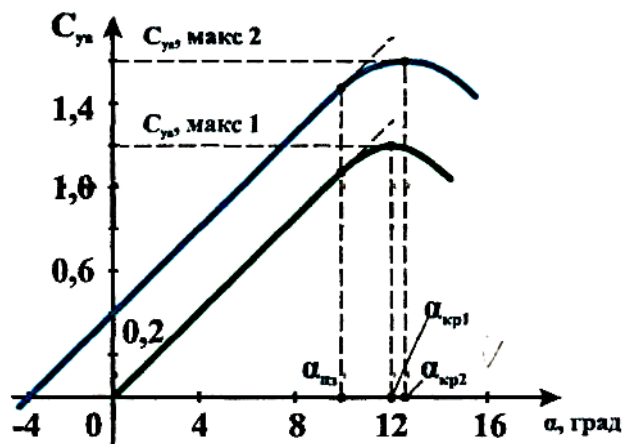


Рис 7.2.11 Схема впливу кривизни ( $f$ ) профілю на залежність  $C_{ya}(\alpha)$

Фізична сутність цього ефекту полягає в збільшенні кривизни і збільшенні тиску на нижній поверхні, що викликається збільшенням різниці тиску  $(\bar{p}_n)_{\text{ср}} - (\bar{p}_v)_{\text{ср}}$  у профілю з більшою кривизною при одному і тому ж куті атаки.

Вплив товщини профілю проявляється менш інтенсивно. При малих кутах атаки відносна товщина  $\bar{c}$  надає невеликий вплив на величину підйомної сили (рис 7.2.12).

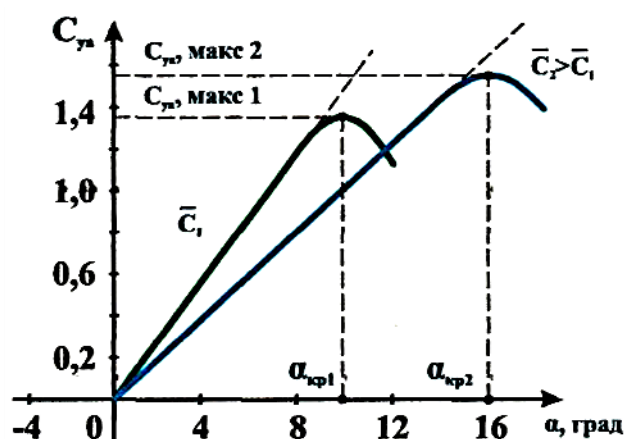


Рис 7.2.12 Схема впливу товщини ( $c$ ) профілю на залежність  $C_{ya}(\alpha)$

Кут нахилу залежності  $C_{ya}(\alpha)$  щодо вісі  $\alpha$  у товстих профілів дещо менша ніж у тонких. Це пояснюється більш різким зростанням розрідження під носовою частиною тонких профілів внаслідок малого радіусу його заокруглення, що призводить до більш раннього зриву потоку і зменшенню  $\alpha_{\text{кр}}$  і  $C_{ya \text{ max}}$  у тонких профілях крил в порівнянні з товстими.

### 7.2.5.3 Вплив подовження крила на протікання залежності. $C_{ya} = f(\alpha)$

На характер зміни в  $C_{ya}(\alpha)$  впливає подовження крила. У крила малого подовження крива  $C_{ya}(\alpha)$  не має прямолінійної ділянки, характерної для крила великого подовження (рис 7.2.13).

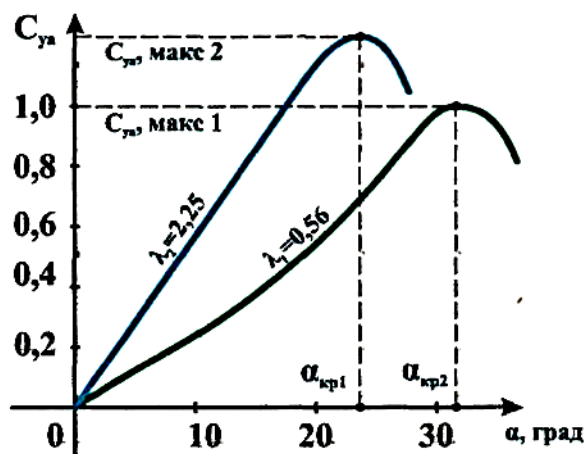


Рис 7.2.13 Схема впливу подовження крила ( $\lambda$ ) на залежність  $C_{ya}(\alpha)$

Залежність  $C_{ya}(\alpha)$  для крил  $\lambda < 2$  має *S-подібну* форму. Це пояснюється тим, що при малих кутах атаки внаслідок інтенсивного перетікання повітря через кінцеві кромки крила малого подовження, тиск на верхній і нижній поверхнях крила вирівнюється, що зумовлює зменшення  $C_{ya}$ . Зі збільшенням кута атаки з кінців крила починається зрив потужних вихорів, що призводить до зменшення тиску на верхній поверхні і як наслідок до збільшення  $C_{ya}$ . Крило малого подовження має значно більший критичний кут атаки в порівнянні з крилом великого подовження.

#### 7.2.5.4 Вплив в'язкості повітря на протікання залежності $C_{ya} = f(\alpha)$

Число Рейнольдса  $Re$  істотно впливає на структуру примежового шару, на його стійкість до зриву потоку.

При невеликих числах  $Re$  більша частина примежового шару ламінарна, і менш стійка до зриву потоку. При цьому  $\alpha_{кр}$  і  $C_{ya\max}$  є невеликими величинами. Зі збільшенням числа  $Re$  примежовий шар стає турбулентним, його стійкість до зриву підвищується, таким чином  $\alpha_{кр}$  і  $C_{ya\max}$  і теж збільшуються (рис 7.2.14).

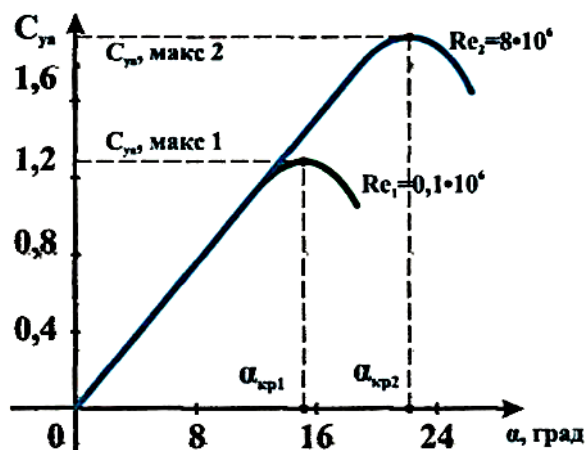


Рис 7.2.14 Схема впливу числа Рейнольдса ( $Re$ ) на залежність  $C_{ya}(\alpha)$

4 Задача: 7.2.4:

- 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 **0,035рад**, коефіцієнт повздожної сили рівняється **0,002**.
- 2) Визначити повну аеродинамічну силу, что 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**, 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 несущої поверхні **70м<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 \* 10<sup>-5</sup> Н с/м<sup>2</sup>**.