

**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»

### **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 7.5: Поняття про аеродинамічну якість, полярні діаграми I і II роду**

### **План лекції:**

- 1 Сутність і особливості побудови графіків аеродинамічної якості профілю крила і полярної діаграми I роду.
- 2 Вплив стисливості середовища на аеродинамічну якість профілю і полярну I роду.
- 3 Поняття про підсмоктувальну силу профілю і полярну II рода, особливості її побудови.

### **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 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.: КПЦА, 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 7.5: ПОНЯТТЯ ПРО АЕРОДИНАМІЧНУ ЯКІСТЬ, ПОЛЯРНІ ДІАГРАМА І ІІ РОДУ**

#### **План лекції:**

- 7.5.1 Сутність і особливості побудови графіків аеродинамічної якості профілю крила і полярної діаграми І роду
- 7.5.2 Вплив стисливості середовища на аеродинамічні властивості профілю і полярний І роду
- 7.5.3. Поняття про підсмоктуватиметься силі профілю і полярний ІІ роду, особливості її побудови

#### **7.5.1 Сутність і особливості побудови графіків аеродинамічної якості профілю крила і полярної діаграми І роду**

Аеродинамічний досконалість крила або лопаті НВ з точки зору створення найбільшої підйомної сили при мінімальній витраті енергії для руху оцінюється аеродинамічною якістю (***K***), а саме ставленням підйомної сили, створюваної крилом на даній ділянці при однаковому куті атаки до сили лобового опору. Схема коефіцієнтів аеродинамічних сил в швидкісній системі координат представлена на *рис 7.5.1*.

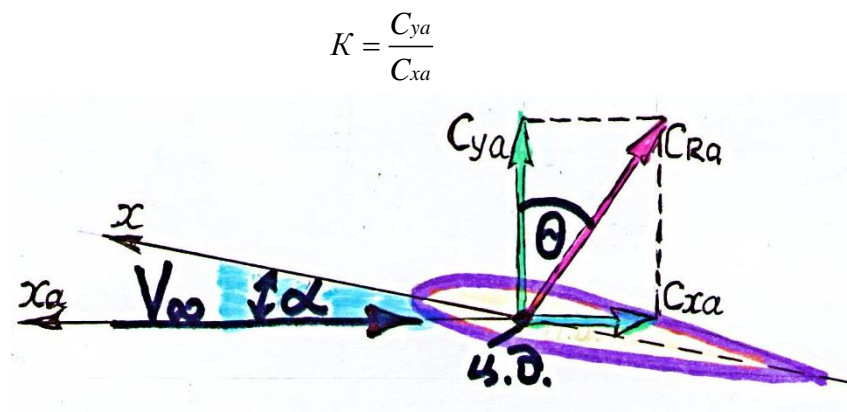


Рис 7.5.1 Схема виникнення і графік аеродинамічної якості від кута атаки  
 $K = f(\alpha)$

Зі схеми випливає, що відношення підйомної сили до сили лобового опору залежить від кута нахилу повної аеродинамічної сили (***R<sub>a</sub>***) щодо осі підйомної сили, який позначається кутом якості (***θ***):

$$\frac{C_{xa}}{C_{ya}} = \operatorname{tg} \theta, \quad \text{отсюда } K = \frac{1}{\operatorname{tg} \theta}.$$

При цьому, чим менше кут  $\theta$ , тим більше аеродинамічного якості, тобто .:

$$K_{max} = \frac{1}{\operatorname{tg} \theta_{min}}$$

Кут атаки, при якому аеродинамічна якість досягає свого максимального значення називається найвигіднішим кутом атаки ( $\alpha_{HВ.}$ ) і відповідає мінімальному значенню кута якості ( $\theta_{min}$ ).

На *рис 7.5.2* представлені графічні залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$  і  $C_{xa} = f(\alpha)$  котрі показують як змінюється аеродинамічна якість  $K = f(\alpha)$  при зміні кута атаки.

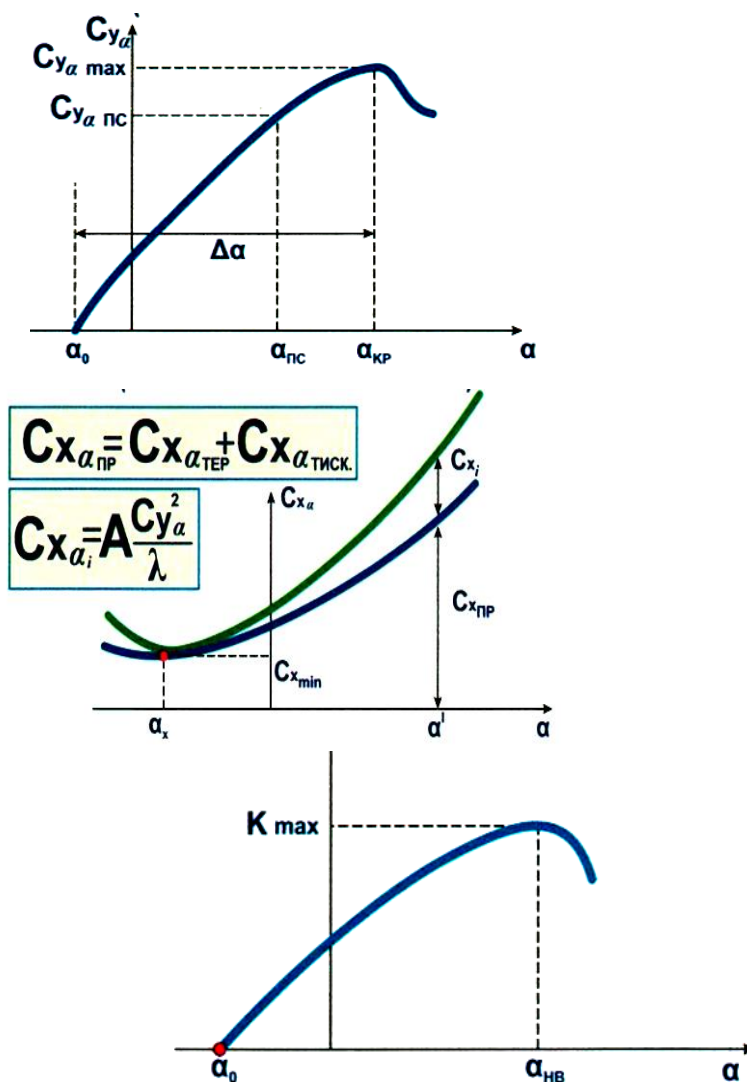


Рис 7.5.2 Схема графічних залежностей  $C_{ya} = f(\alpha)$ ,  $C_{xa} = f(\alpha)$  і  $K = f(\alpha)$

Максимальна аеродинамічний якість крила при постійних числах Рейнольдса  $Re$  і Маха  $M$  залежить від:

- форми крила в плані;
- відносної товщини і кривизни профілю;
- стану обтікаємої поверхні (шорсткості).

Збільшення кута атаки ( $\alpha$ ) спочатку призводить до різкого збільшення аеродинамічного якості ( $K$ ), а потім при досягненні кута атаки найвигіднішого значення ( $\alpha_{нв}$ ) величина якості буде інтенсивно зменшуватися ( $\downarrow K$ ).

При малих дозвукових швидкостях максимальне значення аеродинамічного якості для крила нескінченного розмаху може досягати  $K = 50$  і більше. Це пояснюється малим значенням складових лобового опору  $C_{x0}$  і відсутністю індуктивного опору ( $C_{x_{ai}} = 0$ ) для крила нескінченного розмаху ( $\lambda = \infty$ ). У крил великого, але кінцевого, подовження (планери) -  $K_{max} = 35 - 40$ . У літаків з прямим крилом великого подовження -  $K_{max} = 18 - 20$ , а у літаків із стрілоподібним або трикутним крилом (малого подовження) -  $K_{max} = 10 - 12$ . Для вертольотів -  $K_{max} = 5 - 6$  і пояснюється великим опором фюзеляжу і малим подовженням  $НГ$ .

Величина аеродинамічного якості умовно показує на яку відстань в  $км$  може полетіти  $ЛА$  в умовах спокійної повітряного середовища при повній тиші, якщо його підняти на висоту  $H = 1км$  (наприклад, при якості  $K = 20$   $ЛА$  з висоти  $H = 1 км$  полетить на відстань  $L = 20 км$ ).

Кожному значенню кута атаки профілю відповідає цілком певне значення результуючої аеродинамічних сил ( $R_a$ ).

При плавній зміні кута атаки, кінець вектора результуючої аеродинамічних сили ( $R_a$ ) описує в просторі певну нелінійну траєкторію (рис 7.5.3).

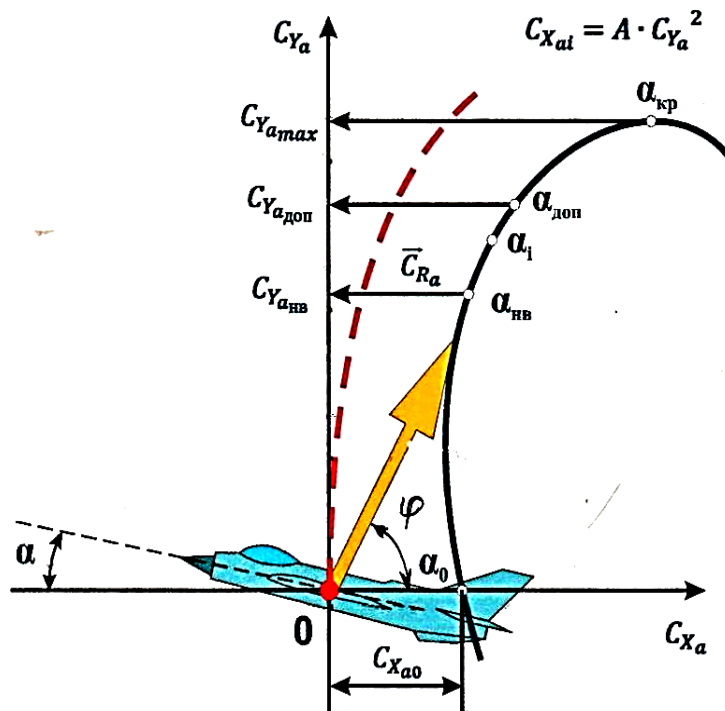


Рис 7.5.3 Схема побудови полярної діаграми I роду при зміні кута атаки з  $\alpha_1$  до  $\alpha_2$

Для аналізу умов і можливостей виконання польоту дуже важливо знати яка за величиною буде сила лобового опору при потрібній підйомній силі для заданого кута атаки. Тому в аеродинаміці знайшов практичне застосування об'єднаний графік взаємозалежності  $C_{ya} = f(C_{xa})$  при плавній зміні кута атаки ( $\alpha$ ) (рис 7.5.4).

Рівняння полярні I роду при плавному безсривном обтіканні профілю має вигляд:

$$C_{xa} = C_{x0} + A \cdot C_{ya}^2$$

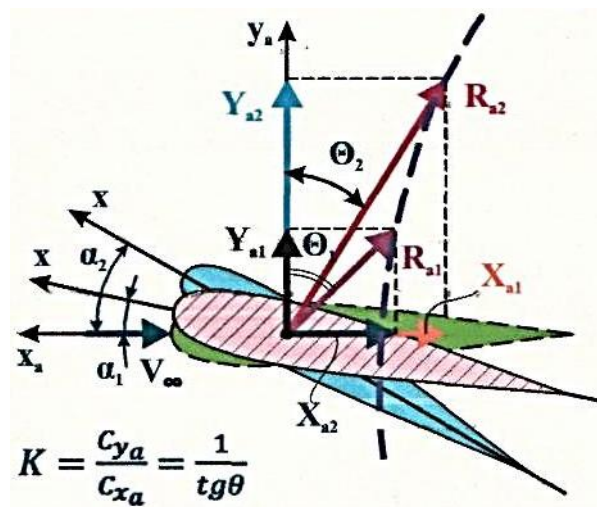


Рис 7.5.4 Схема полярної діаграми I роду при зміні кута атаки від  $\alpha_1$  до  $\alpha_2$

Рівняння полярні I роду являє собою рівняння симетричною параболою з вершиною, зміщеною по осі  $C_{xa}$  на величину  $C_{x0}$ . Зміна основних аеродинамічних параметрів і їх внесок при побудові полярні I роду представлено на схемах (рис 7.5.4).

Для зручності аналізу залежність  $C_{ya} = f(C_{xa})$  будується в різних масштабах по осях координат  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  через те, що в діапазоні практичних кутів атаки величина  $C_{ya}$  в кілька разів більше, ніж  $C_{xa}$ . Зазвичай масштаб  $C_{xa}$  вибирається в **5 (10) разів** більше, ніж масштаб по осі  $C_{ya}$ . На полярі наносяться характерні кути атаки, які відповідають певним значенням  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  (рис 7.5.5).

Полярю можна побудувати для будь-якого обтікаемого газом тіла: профіля крила, лопатки ротора двигуна, несучого гвинта або літака (вертольота) в цілому.



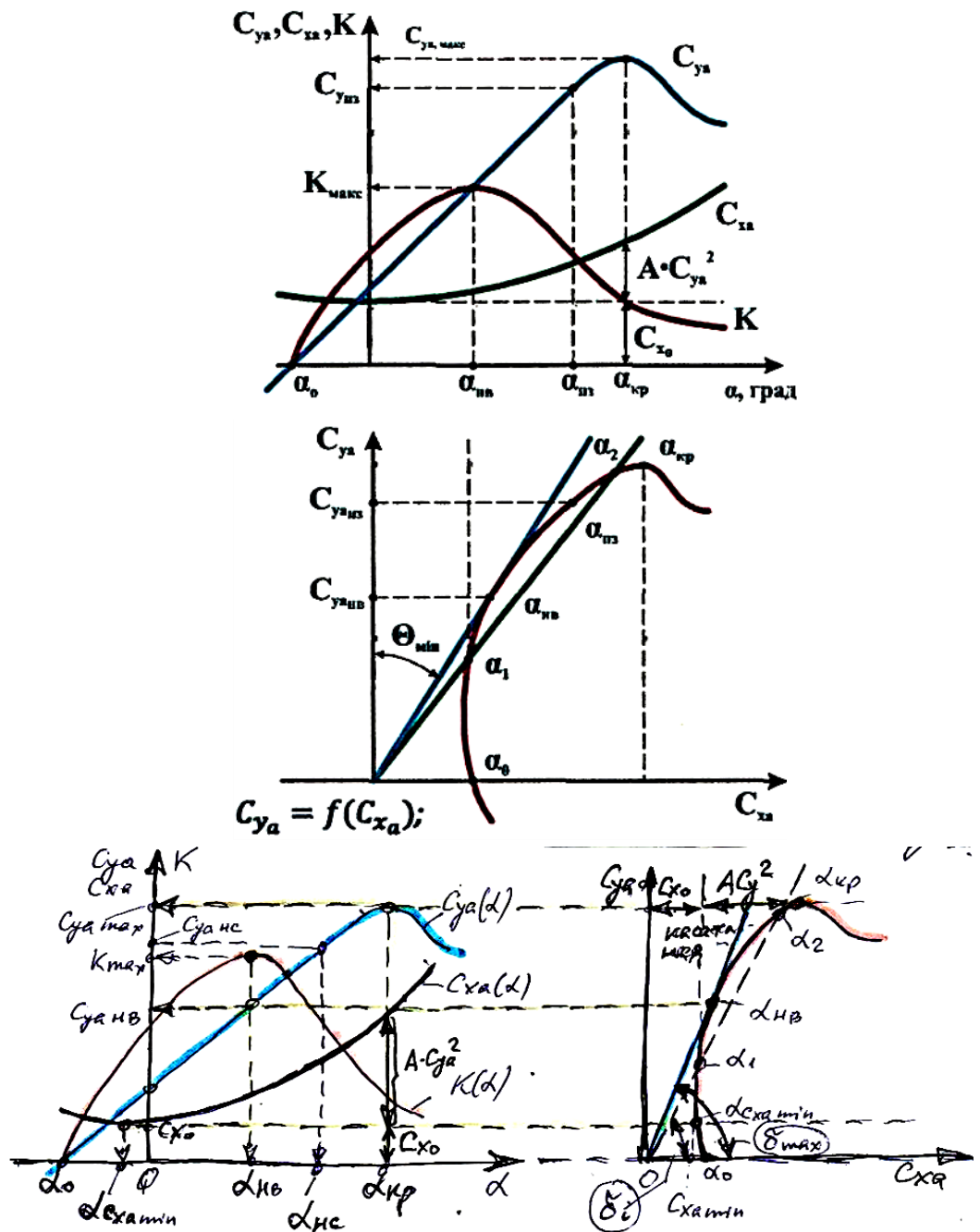


Рис 7.5.5 Суміщений графік залежностей  $C_{ya}(\alpha)$ ,  $C_{xa}(\alpha)$ ,  $K(\alpha)$  і  $C_{ya} = f(C_{xa})$

Коротка характеристика поляри. В межах лінійної залежності коефіцієнта ( $C_{ya}$ ) від кута атаки ( $\alpha$ ) обтікання беззриве. Коефіцієнт лобового опору ( $C_{xa}$ ) мало змінюється і поляра практично описується рівнянням параболи.

Зі збільшенням кута атаки  $\alpha > (10 - 12^\circ)$  збільшення лобового опору стає значним і графік полярі відхиляється вправо і залежність протікає по графіку більш високого ступеня, ніж квадратична (рис 7.5.6).

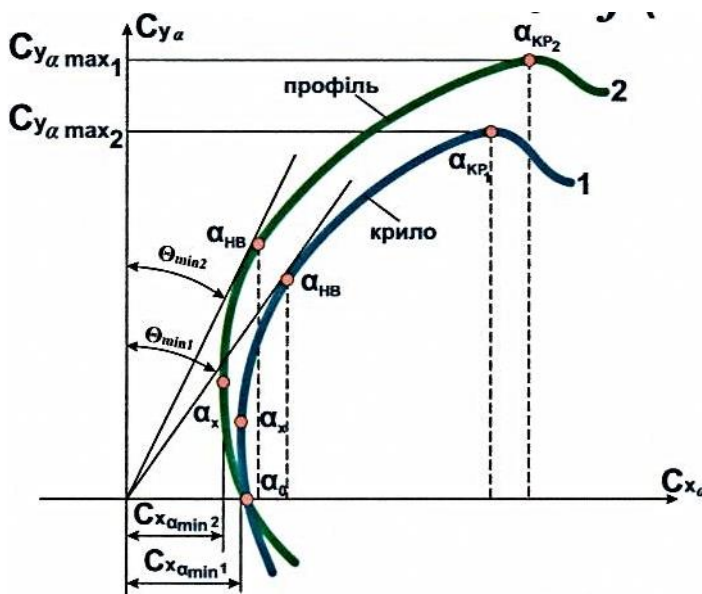


Рис 7.5.6 Схема полярі I роду  $C_{ya} = f(C_{xa})$

На полярі можна виділити характерні ділянки:

- 1) Кут атаки  $\alpha_0$  при якому  $C_{ya} = 0$ , коефіцієнт лобового опору  $C_{xa}$  має деякий невелике значення, яке близьке до мінімального, викликане формою профілю крила. При  $\alpha = \alpha_0 \rightarrow$  аеродинамічна якість дорівнює нулю ( $K = 0$ ), так як підйомна сила дорівнює нулю ( $C_{ya} = 0$ ).
- 2) Кут атаки ( $\alpha_{кр}$ ) при якому коефіцієнт підйомної сили досягає максимального значення ( $C_{ya,max}$ ). При подальшому збільшенні кута атаки ( $\alpha > \alpha_{кр}$ ), внаслідок збільшення зони зриву потоку з усією верхньої поверхні профілю, величина  $C_{ya}$  зменшується, а величина  $C_{xa}$  збільшується і полярі відхиляється вправо і вниз.
- 3) Кути атаки ( $\alpha_1$ ) і ( $\alpha_2$ ), При яких аеродинамічна якість має однакові значення ( $K_{a1} = K_{a2}$ ).

Такі кути визначаються проведенням січної лінії з початку координат через графік полярі, яка перетинає графік в двох місцях ( $\alpha_1$ ) і ( $\alpha_2$ ).

$$K = \frac{C_{ya}(\alpha_1)}{C_{xa}(\alpha_1)} = \frac{C_{ya}(\alpha_2)}{C_{xa}(\alpha_2)}$$

Величина аеродинамічного якості для будь-якого кута атаки ( $\alpha$ ) тим більше, чим більше кут нахилу лінії ( $\delta$ ), проведеної з початку координат до точки, що відповідає цьому куту атаки ( $\alpha$ ).

- 4) Точка максимального аеродинамічного якості  $K_{max}$  відповідає найвигіднішому куті атаки ( $\alpha_{HV}$ ) і визначається він проведенням дотичній лінії до поляра з початку координат (при рівних масштабах по осях  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$ ).

При збільшенні коефіцієнта опору ( $C_{xo}$ ) при  $C_{ya} = 0$  поляра зміщується вправо. При збільшенні коефіцієнта індуктивності ( $A$ ), (викликаного зменшенням подовження крила  $\rightarrow \downarrow \lambda$ ) поляра відхиляється вправо (нахиляється до осі  $C_{xa}$ ). В обох випадках кут нахилу дотичній лінії до графіка поляри зменшується, а це значить, що зменшується максимальне значення аеродинамічного якості  $K_{max}$ .

### 7.5.2 Вплив стисливості повітря на полярну діаграма I роду

При зміні швидкості польоту в діапазоні чисел Маха  $M < M_{кр}$  поляра залишається незмінною до тих пір, поки не змінюються, при постійних кутах атаки ( $\alpha$ ), величини аеродинамічних коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  (рис 7.5.7).

Практично це відповідає числу Маха  $M = 0,25-0,3$ . При подальшому збільшенні швидкості польоту відбувається збільшення  $C_{ya}$  при  $\alpha = const$ .

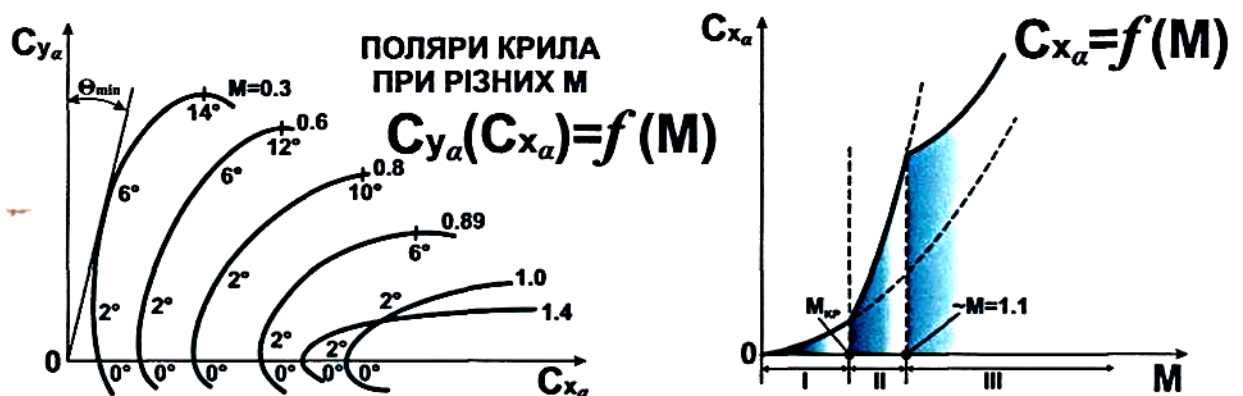


Рис 7.5.7 Графік поляри I роду в залежності від чисел Маха

Через невеликий вплив стисливості в діапазоні чисел Маха  $M = 0 \dots 0,7$  на аеродинамічні коефіцієнти  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  поляра практично буде однаковою в усьому діапазоні кутів атаки.

При збільшенні чисел Маха до значень  $0,7 < M < M_{кр}$  для малих кутів атаки ( $\alpha$ ) поляри збігаються, при великих кутах атаки поляри розходяться віялом і відхиляються від вісі  $C_{ya}$  і нахиляються до вісі  $C_{xa}$ .

При збільшенні чисел Маха більше критичного значення ( $\uparrow M > M_{кр}$ ) поляри зміщуються в бік більших значень  $C_{xa}$  і при цьому зменшується кут

нахилу дотичної до графіка поляри ( $\delta$ ), це пояснюється збільшенням коефіцієнта хвильового опору ( $C_{xa,v}$ ) (рис 7.5.8).

Зміна форми поляри відбувається починаючи з верхньої її частини, оскільки при великих кутах атаки раніше настає хвильової криза. Зменшення  $C_{y,max}$  призводить до опускання і зміщення вправо верхньої частини поляри, при цьому відбувається «відвал» поляри від попереднього значення. Відвал поляри починається по куту атаки тим раніше і проходить тим енергійніше, чим більше число Маха.

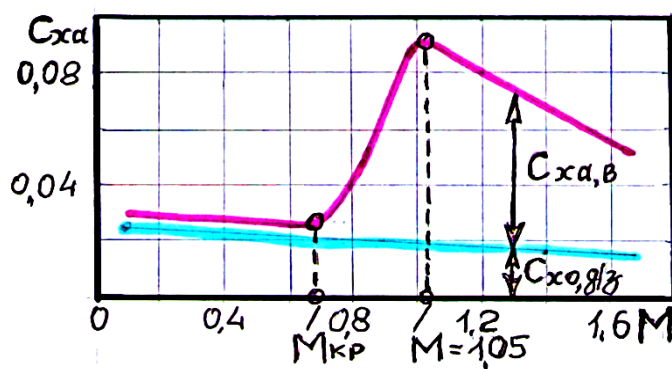


Рис 7.5.8 Графік залежності коефіцієнта лобового опору від чисел Маха

Коли число Маха перевищує критичні значення, то хвильовий опір з'являється навіть при малих значеннях кута атаки, в подальшому хвильовий опір змінюється в усьому діапазоні кутів атаки. В результаті, нижня частина поляри зміщується вправо, внаслідок збільшення коефіцієнта лобового опору  $C_{xa}$ , а відвал поляри ще більше збільшується при числах Маха  $M = 0,9 \dots 1,0$ .

Подальший характер зміщення нижньої частини поляри і збільшення її нахилу в міру зростання числа Маха впливає з характеру зміни коефіцієнта опору  $C_{xo}$  і коефіцієнта індуктивності  $A$  на навколовукових і надзвукових швидкостях.

При надзвуковому обтіканні хвильовий опір  $C_{xa,v}$  починає зменшуватися зі збільшенням чисел Маха ( $\uparrow M$ ) внаслідок зменшення інтенсивності витрат на косому стрибку ущільнення. Тому кут нахилу поляри стає великим, її нижня частина зміщується вліво, а верхня частина нахилиється вправо - вниз і поляри для різних чисел Маха починають перетинатися.

Максимальна якість при збільшенні чисел Маха ( $\uparrow M$ ) не змінюється до тих пір, поки число Маха не досягне критичного значення ( $M = M_{кр}$ ) для найвигіднішого кута атаки ( $\alpha_{nv}$  при  $M = 0,7$ ).

Подальше збільшення числа Маха призводить до різкого зменшення значення максимального аеродинамічного якості ( $K_{max}$ ) у зв'язку з тим, що

збільшуються коефіцієнт опору ( $\uparrow C_{x0}$ ) і коефіцієнт індуктивності ( $A$ ). При збільшенні чисел Маха більше  $M = 1,1 - 1,2$  падіння максимального аеродинамічного якості ( $K_{max}$ ) сповільнюється, і далі стає незначним, так як безперервне збільшення коефіцієнта індуктивності ( $A$ ) компенсується зменшенням ( $\downarrow C_{x0}$ ). Величина максимального аеродинамічного якості ( $K_{max}$ ) при переході від малих дозвукових до надзвукових швидкостей зменшується приблизно в 2-3 рази.

### 7.5.3 Поняття про підсмоктувальну силу. Поляра II роду

#### 7.5.3.1 Фізична сутність виникнення підсмоктувальної сили

Для аналізу стійкості  $ЛА$  і розрахунків на міцність необхідно визначати складові результуючої аеродинамічних сил  $\vec{R}_a$  не в швидкісній системі координат, а в зв'язаній. У несучих поверхнях з профілями достатньої товщини  $C > 5 \dots 6\%$  і закругленою передньою кромкою спостерігається цікава і важлива властивість, а саме в середній частині робочого діапазону кутів атаки результуюча аеродинамічна сила  $R_a$  орієнтується в просторі таким чином, що її складова на вісь  $ox$  в зв'язаній системі координат ( $xoy$ ) спрямована вперед, до носика профілю (рис 7.5.9).

При цьому в швидкісній системі координат ( $x_aoy_a$ ) завжди буде присутня сила лобового опору ( $X_a$ ), яка спрямована по вектору швидкості набігаючого потоку (проти напрямку руху  $ЛА$ ).

Таке явище можливо при великому аеродинамічному якості профілю, коли кут відхилення результуючої аеродинамічної сили  $R_a$  назад щодо осі  $oy_a$  (кут якості  $\theta$ ) менше кута атаки ( $\alpha$ ).

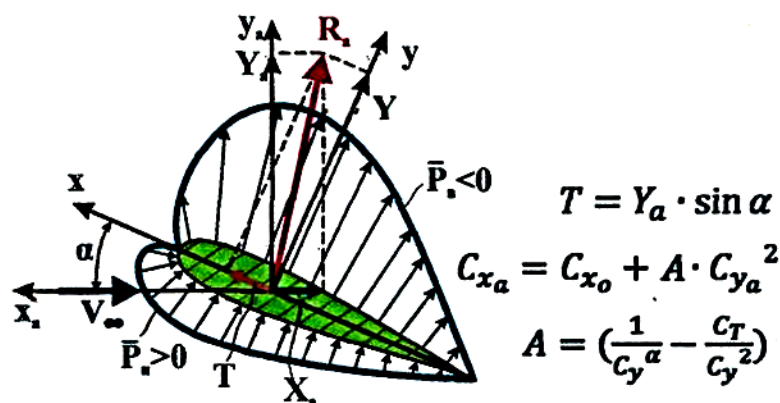


Рис 7.5.9 Схема виникнення підсмоктувальної сили  $T$

З векторної діаграми розподілу нормального тиску за профілем крила слідує, що на верхній поверхні у передньої кромки профілю виникає пік

розрідження. Дотичні складові нормальних сил розрідження на напрямок хорди профілю при цьому спрямовані вперед до носика профілю, що і розкриває фізичну сутність виникнення підсмоктувальної сили.

Особливе значення це явище має для лопатей **НГ**, так як виникає підсмоктуватиметься сила тягне профіль лопаті вперед і тим самим забезпечує збереження оборотів **НГ**, а отже і тяги **НГ** на режимі самообертання.

Підсмоктувальна сила практично відсутня у несучих поверхонь з тонкими профілями, особливо при загостреній передній кромці. Це пояснюється відсутністю поверхні на профілі для виникнення піку розрідження. У таких профілях сили нормального тиску практично перпендикулярні хорді (вісі **ОХ**) і їх проекція на цю вісь, як у плоскій пластини, відсутня. Тому, для лопатей **НГ** застосовуються товсті профілі із закругленою передньою кромкою, що мають високі несучі властивості і сприяють утворенню ефективної підсмоктувальної сили.

### 7.5.3.2 Полярна діаграма II роду

За формулами перерахунку, можна визначити аеродинамічні коефіцієнти нормальної і поздовжньої сил і за їх значенням побудувати діаграму II роду при різних кутах атаки (рис 7.5.10).

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

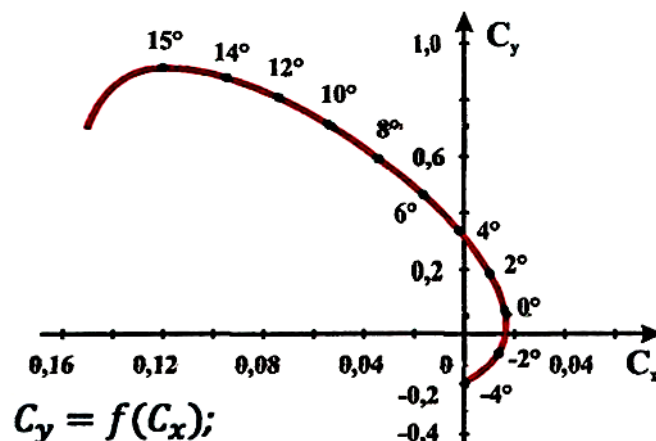


Рис 7.5.10 Схема поляри II роду

На полярі II роду наноситься розмітка кутів атаки для відповідних значень коефіцієнтів нормальної ( $C_y$ ) і поздовжньої ( $C_x$ ) сил. При наявності підсмоктувальної сили поздовжня сила  $X$  в певному діапазоні кутів атаки  $\alpha > 4^\circ$  направлена до носика профілю і тому аеродинамічний коефіцієнт поздовжньої сили, при цих кутах атаки, має від'ємне значення.



Це пояснюється тим, що полярна діаграма *II роду* поступово відходить вліво при збільшенні кута атаки: від значення  $C_x = C_{x0}$  і при кутах атаки  $\alpha = 3 \dots 4^\circ$  перетинає вісь  $Oy$ . Якщо підсмоктувальна сила відсутня, то коефіцієнт поздовжньої сили  $C_x$  завжди залишається позитивним і його складова завжди спрямована по вектору набігаючого потоку (до хвостика профілю).

### 7.5.3.3 Аеродинамічний момент тангажа

Для аналізу стійкості і керованості *ЛА* необхідно вміти визначати величину і напрям моментів від аеродинамічних сил щодо заданої точки тіла або вісі. Для цього необхідно знати величину результуючої аеродинамічної сили і величину її плеча відносно початкової точки (вісі) (рис 7.5.11).

З малюнка слідує, що момент тангажа ( $M_z$ ) залежить від величини нормальної сили ( $Y$ ) і координати центру тиску ( $x_d$ ). Тому залежність коефіцієнта моменту тангажа  $m_z = f(\alpha)$  визначається в основному залежністю коефіцієнта нормальної сили від кута атаки  $C_y = f(\alpha)$ .

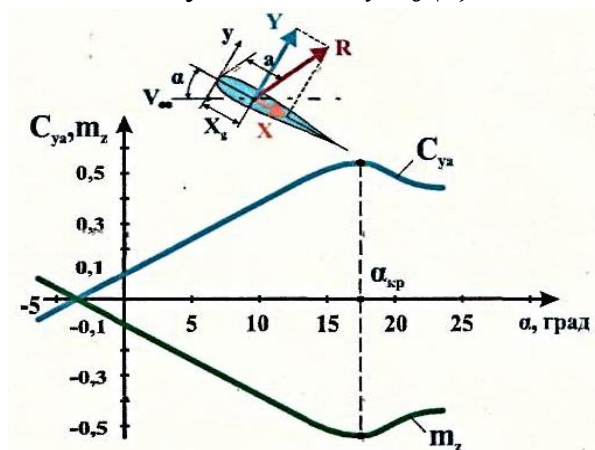


Рис 7.5.11 Схема виникнення моменту тангажа профілю ( $M_z$ ), залежно  $C_y(\alpha)$  і  $m_z = f(\alpha)$

$$M_z = -R \cdot a$$

Залежність  $m_z = f(\alpha)$  при малих кутах атаки є спочатку лінійної, а при руйнуванні плавного обтікання профілю при великих кутах атаки, ця залежність стає нелінійної.

$$M_z = -Y \cdot x_d, \quad \text{при умови } C_{ya} = C_y, \text{ получим} \\ m_z = -C_{ya} \frac{x_d}{b}, \text{ отсюда } \vec{x}_d = -\frac{m_z}{C_{ya}}.$$

1 Задачі: 7.5.1:

- 1) При куті атаки  $\alpha = 15^\circ$  без ковзання, коефіцієнти аеродинамічних сил мають значення  $C_{xa} = 0,55$  і  $C_{ya} = 2,05$ . Визначити коефіцієнти

продольної сили  $C_x$  і нормальної сили  $C_y$ , результуючий коефіцієнт аеродинамічних сил  $C_{Ra}$  та коефіцієнт аеродинамічної якості  $K$ .

- 2) Визначити аеродинамічну якість і швидкість польоту літака, якщо коефіцієнти аеродинамічних сил рівняються  $C_{ya} = 0,6$  і  $C_{xa} = 0,015 - 0,02C_{ya} + 0,11C_{ya}^2$ , число Маха рівняється  $M = 0,8$  на висоті  $H = 10000$  м.
- 3) Визначити числа Маха, Рейнольдса і швидкісний тиск, якщо літак летить на висоті де температура складає  $t_n = \text{мінус } 45^\circ\text{C}$ , температура на землі  $t_0 = + 15^\circ\text{C}$ , швидкість польоту  $V = 880$  км/год. Коефіцієнт кінематичної в'язкості складає  $\nu_n = 32 \cdot 10^{-6}$  м<sup>2</sup>/с, хорда крила  $b = 2$  м.
- 4) Коефіцієнт лобового опору літака при виготовленні складав  $C_{xa,1} = 0,019$ . В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт опору збільшився до  $C_{xa,2} = 0,021$ . Визначити на скільки збільшилась сила опору літака в польоті на висоті  $H = 6000$  м при швидкості  $V = 640$  км/год., площа крила  $S = 140$  м<sup>2</sup>.
- 5) У польоті літак з кутом атаки крила  $\alpha = 0,07$  рад., коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya} = 0,6$ . Визначити кут атаки нульової підйомної сили  $\alpha_0$ , если похідна коефіцієнта підйомної сили від кута атаки рівняється  $C_{ya}^\alpha = 5,3$ , а також аеродинамічну якість, если коефіцієнт лобового опору рівняється  $C_{xa} = 0,015 + 0,03C_{ya}^2$ .
- 6) Підйомна сила крила нескінченного розмаху площею  $S = 80$  м<sup>2</sup> при  $\alpha_1 = 0,0434$  рад і швидкості польоту  $V_1 = 880$  км/год коло землі рівняється  $Y_a = 17760$  Н, похідна коефіцієнта підйомної сили від кута атаки профілю рівняється  $C_{ya}^\alpha = 4,8$ . Визначити коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya}$  і кут атаки нульової підйомної сили  $\alpha_0$ .
- 7) Визначити аеродинамічну якість і швидкість польоти літака, якщо коефіцієнти аеродинамічних сил рівняються  $C_{ya} = 0,7$  і  $C_{xa} = 0,015 - 0,02C_{ya} + 0,11C_{ya}^2$ , число Маха рівняється  $M = 0,7$  на висоті  $H = 8000$  м.