

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

**Циклова комісія аеронавігації**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни

**ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ**

**(Аерогідрогазодинаміка)**

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**Аеронавігація**

272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 7- Аеродинамічні характеристики профілю і несучих поверхонь  
літальних апаратів

**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 енергозабезпечення та систем управління, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

## **ЛЕКЦИЯ 7.6: Вплив стисливості середовища на аеродинамічні характеристики профілю крила**

### **План лекції:**

- 1 Фізична сутність впливу стисливості повітря на аеродинамічні характеристики профілю.
- 2 Залежність аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили и сили лобового опору ( $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ ) 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**

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.
- 2 Електронний конспект лекцій.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 8 Курс лекцій по дисципліні «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)»
- 9 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”.

## Текст лекції

### ЛЕКЦІЯ 7.6: ВПЛИВ СТИСЛИВОСТІ СЕРЕДОВИЩА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА

#### План лекції:

**7.6.1 Фізична сутність впливу стисливості повітря на аеродинамічні характеристики профілю**

**7.6.2 Залежність аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили і сили лобового опору ( $C_{ya}$  і  $C_{xa}$ ) від числа Маха**

#### 7.6.1 Фізична сутність впливу стисливості повітря на аеродинамічні характеристики профілю

Вплив стисливості повітря на аеродинамічні характеристики профілю проявляється тим більше, чим більше швидкість потоку, що набігає.

З виразу  $\frac{dV}{V} = \frac{1}{M^2 - 1} \frac{dS}{S}$ , слідує, що зростання числа Маха при однаковій зміні площі поперечного перерізу струменю призводить до:

- сильнішого змiну місцевої швидкості стискаємого повітряного потоку, ніж в нестисливому потоці;
- збільшення перепадів тиску на профілі;
- змiни векторної діаграми розподілу нормального тиску по поверхні профілю.

Тому змiна аеродинамічних сил зі збільшенням швидкості стискаємого повітряного потоку здійснюється не просто пропорційно швидкості потоку в другому ступені ( $V^2$ ), а з урахуванням перерозподілу нормального тиску по поверхні обтічного тіла.

Прояв стисливості повітря при збільшенні швидкості повітряного потоку найбільш характерно для певного діапазону чисел Маха (рис 7.6.1):

**1) При досягненні швидкості потоку рівній критичному числу Маха ( $M_{кр}$ ) і її подальше збільшення призводить до розвитку змішаного обтікання поверхні профілю, а саме:**

- виникненню надзвукових зон обтікання на поверхні профілю;
- виникненню стрибків ущільнення на верхній і нижній поверхнях профілю.

Величина  $M_{кр}$  залежить від того, на скільки місцеві швидкості обтікання профілю перевищують швидкість незбуреного потоку.

**2) При досягненні швидкості потоку рівній числу Маха  $M = 1$  і більше обтікання тіл здійснюється звуковим та надзвуковим повітряним потоком.**

Максимальна місцева швидкість потоку досягається в точці мінімального тиску. Тому між параметрами потоку  $p_{min}$  і  $M_{кр}$  існують певні залежності.

Величина  $p_{min}$  і характер розподілу нормального тиску по поверхні профілю залежать від кута атаки ( $\alpha$ ). Аналогічна залежність існує для  $M_{кр}$  від кута атаки і відносної товщини профілю ( $\alpha$  і  $C$ ).

Як видно з малюнка зі збільшенням відносної товщини ( $C$ ) і кута атаки ( $\alpha$ ) значення критичного числа Маха ( $M_{кр}$ ) зменшується, що пов'язано зі збільшенням мінімального тиску ( $p_{min}$ ) і, отже, зменшенням максимальних місцевих швидкостей повітряного потоку.

Вплив товщини профілю ( $C$ ) на величину  $M_{кр}$  наочно проявляється за характером зміни профільного опору і особливо по більш ранньої появи хвильового опору (рис 7.6.1).

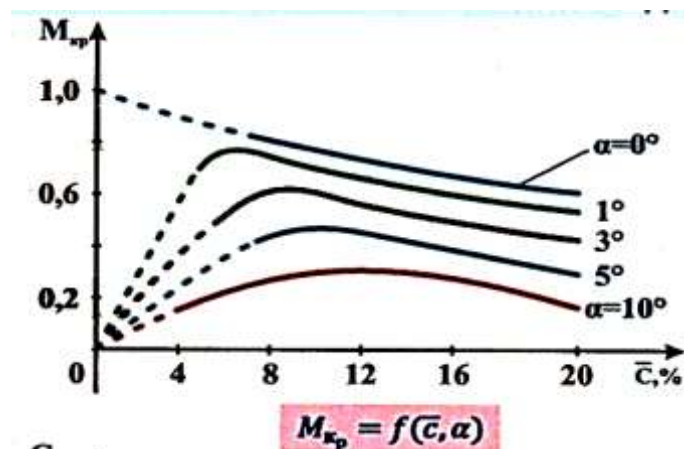


Рис. 7.6.1 Графік залежності впливу відносної товщини ( $C$ ) профілю і кута атаки ( $\alpha$ ) на  $M_{кр}$

При великих числах Маха стисливість повітря починає проявлятися більш істотно, що призводить до збільшення опору тертя, оскільки змінюються умови течії повітря в примежовому шарі. Це відбувається як через зміну розподілу нормального тиску по поверхні профілю, так і в результаті підвищення температури загальмованого повітряного потоку при збільшенні чисел  $M$ .

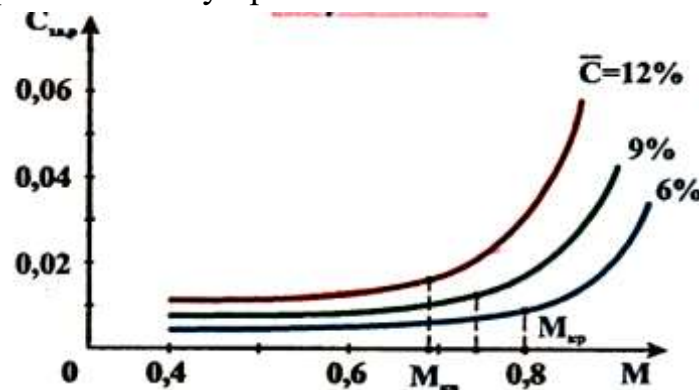


Рис. 7.6.2 Зміна коефіцієнта профільного опору  $C_{xp}$  від товщини профілю ( $C$ ) і числа Маха ( $M$ )

На величину критичного числа Маха ( $M_{кр}$ ) впливає розташування найбільшої кривизни і товщини профілю відносно носика профілю ( $\vec{X}_f, \vec{X}_c$ ). Зі зменшенням координат знаходження  $\vec{X}_f$  і  $\vec{X}_c$  деформація струменів обтікання збільшується, що призводить до зменшення  $M_{кр}$  (рис 7.6.3).

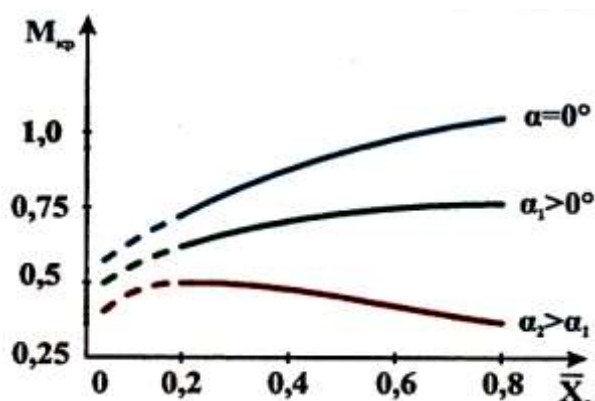


Рис. 7.6.3 Залежність  $M_{кр}$  від координати товщини ( $\vec{X}_c$ ) і кутів атаки ( $\alpha$ )

З метою зменшення  $M_{кр}$  при дозвукових і навіколозвукових швидкостях польоту на сучасних літаках застосовуються суперкритичні профілі, які мають великий радіус заокруглення носка, мало викривлену верхню і сильно викривлену нижню поверхню, тонкий, зігнутий до низу хвостовик профілю (рис 7.4.4).



Рис. 7.6.4 Схема суперкритичного профілю

## 7.6.2 Залежність коефіцієнтів $C_{ya}$ 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 7.4.5 ... 7.4.7).

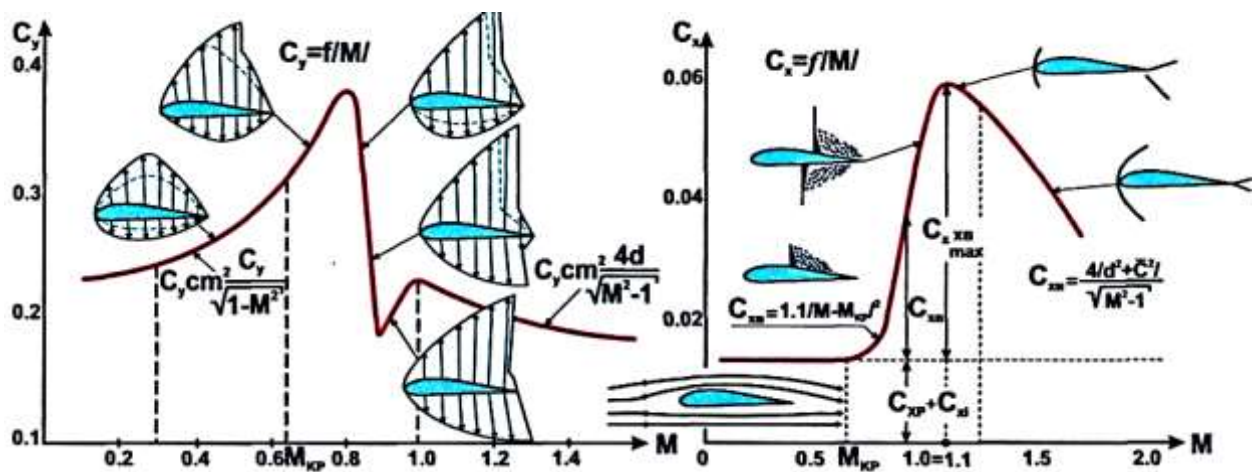


Рис. 7.6.5 Залежність коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  від числа Маха  $M$  при куті  $\alpha = \text{const}$

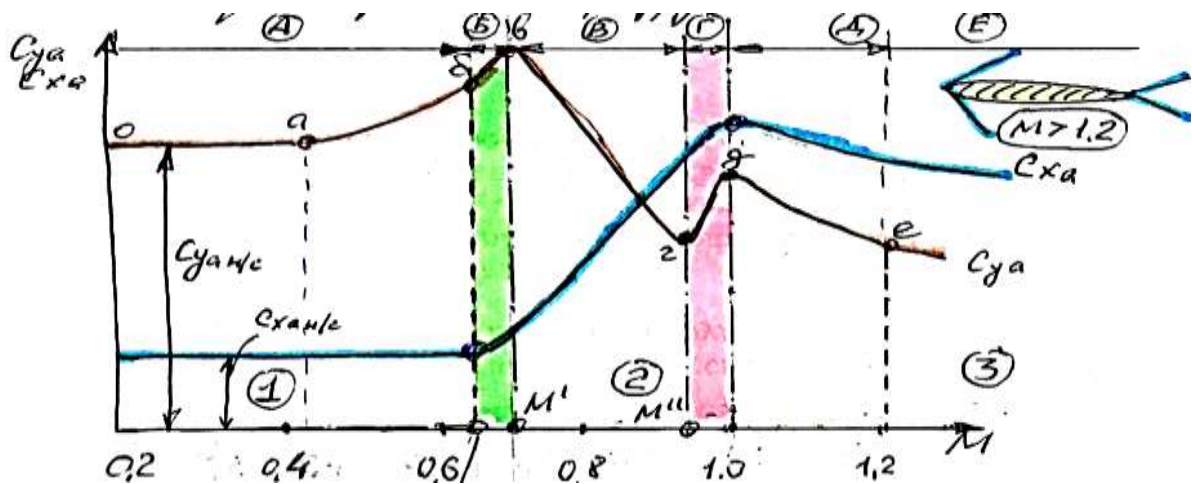


Рис. 7.6.6 Залежність коефіцієнтів  $C_{ya}$  і  $C_{xa}$  від числа  $M$  при куті  $\alpha = \text{const}$

- 1 - зона дозвукового обтікання;
- 2 - зона змішаного обтікання;
- 3 - зона надзвукового обтікання.

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 безривному обтіканню профілю.

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



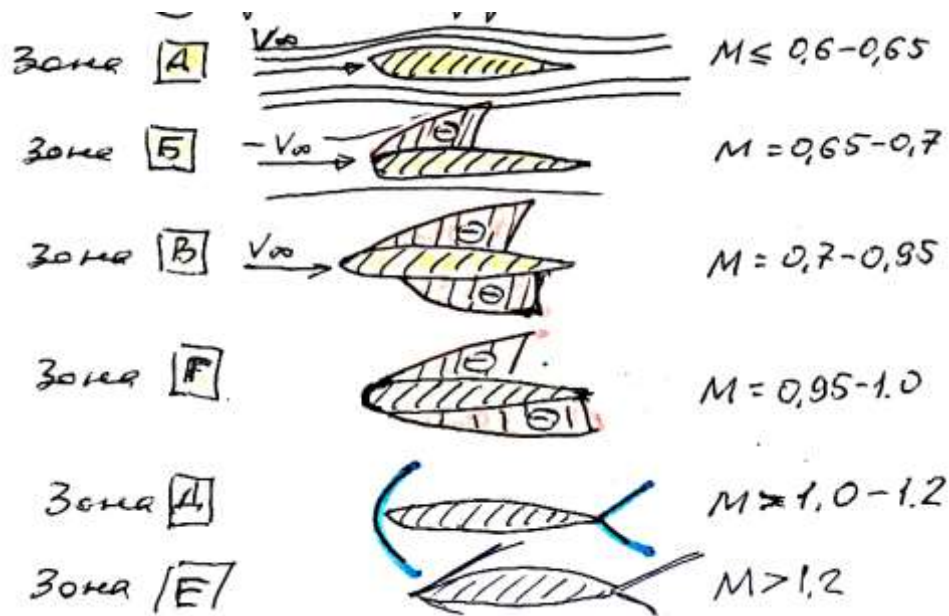


Рис. 7.6.7 Схеми виникнення надзвукових зон в залежності від числа Маха

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:  $C_{ya} = f(\alpha)$

$$C_{уа,сж}^{\alpha} = \frac{k \cdot C_{уа,н/сж}^{\alpha}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

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 надзвукових зон 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 7.6.8 і 7.6.9):

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

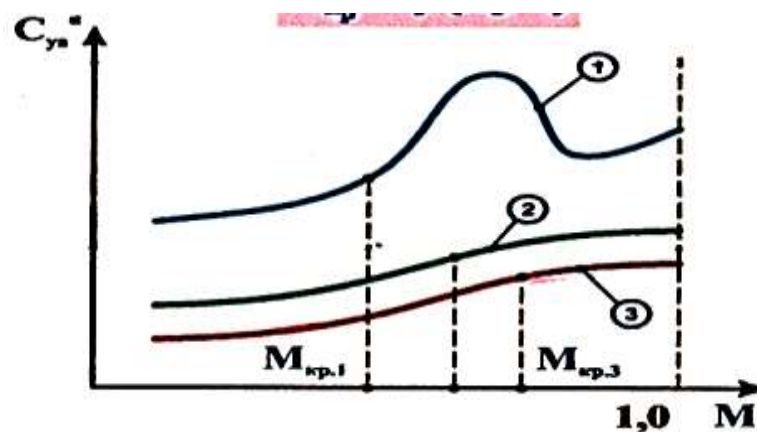


Рис. 7.6.8 Вплив форми крила в плані на залежність  $C_{ya}^\alpha(M)$   $C_{xo}(M)$

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

Зміна сили лобового опору при збільшенні числа Маха  $C_{x0}(M)$  враховує тільки опір тертя, яке є основною составляючою 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 стрілоподібного крила менше, ніж для прямокутного.

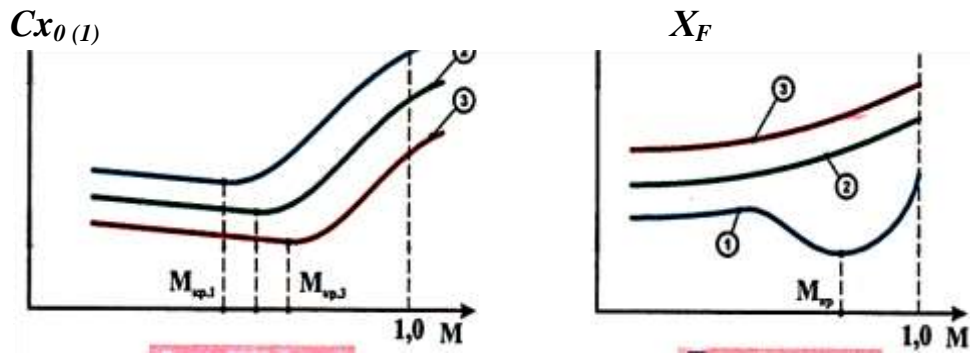


Рис. 7.6.9 Вплив форми крила в плані на залежність  $\vec{x}_F = f(M)$

Тому *хвильова 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 (*I*) при збільшенні числа Маха *від 0,4 до  $M_{кр}$*  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 кореневою і середньою частиною крила. Це призводить до зміщення координати фокуса профілю, та крила в цілому, вперед. На стрілоподібному крилі 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.

### 1 Задачі: 7.6.1:

- 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  $500 \text{ м}$ , 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 поздовжньої сили  $C_x$  і нормальної сили  $C_y$ , а також 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  $1000 \text{ м}$ , площа перерізу потоку перед профілем рівняється  $S = 250 \text{ мм}^2$ , при цьому площа над профілем зменшується на  $20\%$ , а під профілем збільшується на  $10\%$ .