

**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 7.3: Сила лобового опору і його складові частини

План лекції:

- 1 Загальні поняття про лобовий опір і його складові частини.
- 2 Профільний опір і його складові частини.
- 3 Індуктивний опір і його фізична сутність.
- 4 Хвильовий опір і його фізична сутність.

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 особливiй ситуацiї. Пiдручник. – М.: Транспорт, 1992. – 262 с.
- 5 Володко А. М., Безпека польотiв вертольотiв. Пiдручник. – М.: Транспорт, 1981. – 224 с.
- 6 Володко А. М., Горшков В. А. Вертольоти: Довiдник по аеродинамiцi, динамiцi польоту вертольоту. Навчальний посiбник. – М.: Воєнвидат, 1992. – 557 с.
- 7 Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Аеродинамiка i динамiка польоту вертольоту. Пiдручник. - М.: Воєнвидат, 1973. – 446 с.
- 8 Бураго Г. Ф. Аеродинамiка, Ч.1. Пiдручник. - М.: ВПiА iм. М. Є. Жуковського, 1957. – 350 с.
- 9 Вотяков В. Д., Аеродинамiка ЛА i гiдравлiка iх систем, Ч.1. Аеродинамiка. Пiдручник. - М.: ВПiА iм. М. Є. Жуковського, 1972. – 652 с.
- 10 Дьяченко А. А., Лiтальнi апарати i безпека польоту. Пiдручник. - М.: ВПiА iм. М. Є. Жуковського, 1987. – 626 с.
- 11 Базов Д. И., Аеродинамiка вертольотiв. Пiдручник. - М.: Транспорт, 1972. – 184 с.
- 12 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А., Практична аеродинамiка вертольотiв. Пiдручник. - М.: Воєнвидат, 1984. – 484 с.
- 13 Володко А. М., Основи льотної експлуатацiї вертольотiв. Аеродинамiка. Пiдручник. - М.: Транспорт, 1984. – 256 с.
- 14 Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинамiки i динамiка польоту легких вертольотiв. Навчальний посiбник. - Х.: КБ Аерокотер, 2008. – 280 с.
- 15 Нашукевич А. В., Аеродинамiка лiтака. Пiдручник. - М.: Воєнвидат, 1966. – 208 с.
- 16 Мхитарян А. М., Збiрник задач по курсу “Аеромеханiка”. Навчальний посiбник - К.: КiПЦА, 1976. – 100 с.

Нормативна лiтература:

- 1 ДСТУ 22499 - 77. Апарати винтокрилi. Механiка польоту в атмосферi. Термiни. Визначення i лiтернi позначення. Видавництво стандартiв, 1981.
- 2 ДСТУ 23281 - 78. Аеродинамiка летальних апаратiв. Термiни. Визначення i лiтернi позначення. Видавництво стандартiв, 1981.
- 3 ДСТУ 20058 - 80. Динамiка лiтальних апаратiв в атмосферi. Термiни. Визначення i лiтернi позначення. Видавництво стандартiв, 1976.
- 4 ДСТУ 23199 - 80. Газодинамiка. Термiни. Визначення i лiтернi

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

ЛЕКЦІЯ 7.3: СИЛА ЛОБОВОГО ОПОРУ ТА ЙОГО СКЛАДОВІ ЧАСТИНИ

План лекції:

- 7.3.1 Загальні поняття про лобовий опір і його складові частини
- 7.3.2 Профільний опір і його складові частини
- 7.3.3 Індуктивний опір і його фізична сутність
- 7.3.4 Хвильовий опір і його фізична сутність

7.3.1 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.

7.3.2 Профільний опір і його складові частини

7.3.2.1 Загальне поняття про профільний опір

Профільний опір - це частина лобового опору, який створює крило нескінченного розмаху. Умовно вважається, що всі перерізи крила обтіаються 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 тільки 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.

7.3.2.2 Опір тиску (рис 7.3.1):

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

де

S_M - площа миделевого (самого найбільшого) перерізу профілю крила, м²;

S - площа поверхності профілю крила, м²;

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

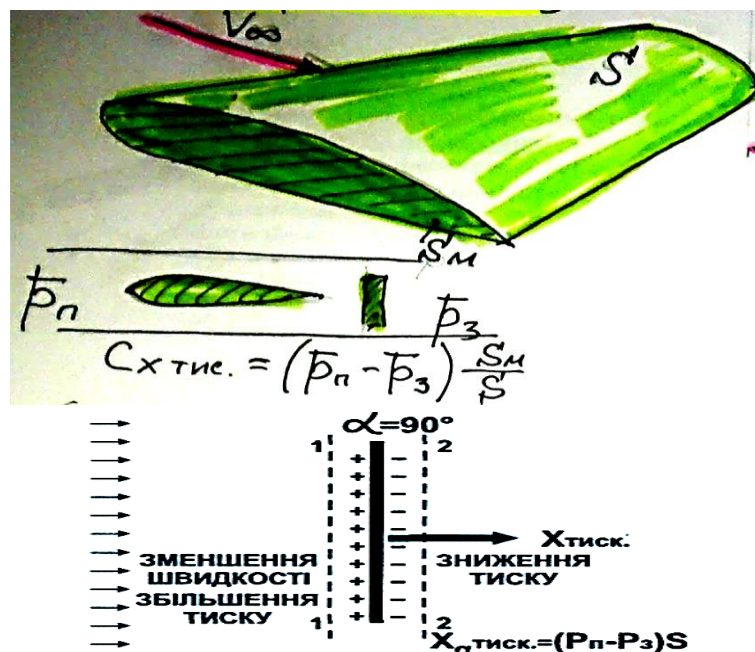


Рис 7.3.1 Схема виникнення опору тиску

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.

1 Задача: 7.3.1:

- 1) Визначити коефіцієнт опору тиску і силу опору тиску, якщо відносний тиск перед профілем рівняється **0,015**, а за профілем - **0,007**, площа міделєвого перерізу складає **1,5 м²**, площа поверхні профілю - **2 м²**, швидкість повітряного потоку **360 км/год**, площа крила рівняється **40 м²**, висота польоту - **1000 м**.

7.3.2.2 Опір тертя

Величина сили тертя залежить від характеру перебігу повітря в прикордонному шарі (рис 7.3.2). 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.

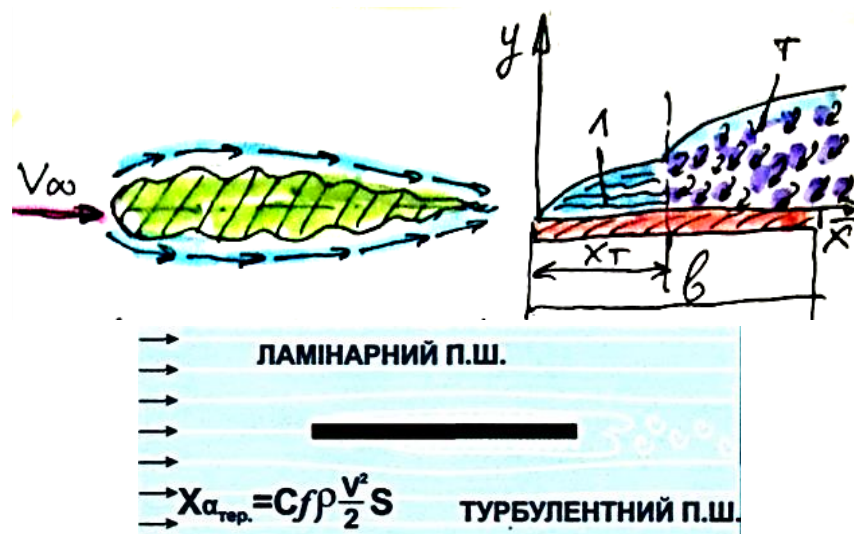


Рис 7.3.2 Схема виникнення опору тертя

Для зручності аналізу профільне опір розглядається у вигляді коефіцієнтів опору:

$$C_{x,p} = C_{x,давл} + C_{x,тр}$$

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 $C_{x,p} = 0,007 \dots 0,01$.

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:

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

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

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

де

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

S - площа поверхні профілю, m^2 .

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

2 Задача: 7.3.2:

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

7.3.3 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 збігають з крила і викликають додатковий опір, який називається індуктивним (рис 7.3.3).

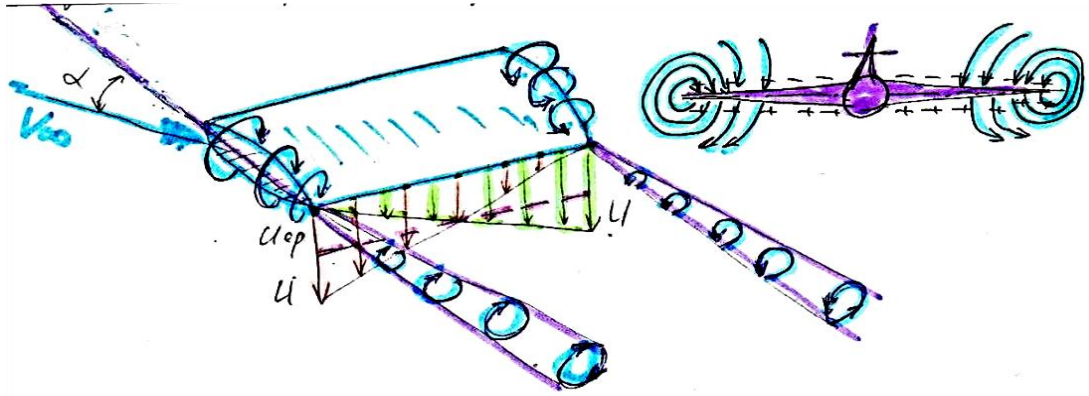


Рис 7.3.3 Схема виникнення індуктивного опору

В результаті складання вектору швидкості незбуреного потоку V_∞ і вектора середньої швидкості індукованої вихором, вектор істинної швидкості потоку відхиляється на кут скосу повітряного потоку (рис 7.3.4). V_∞

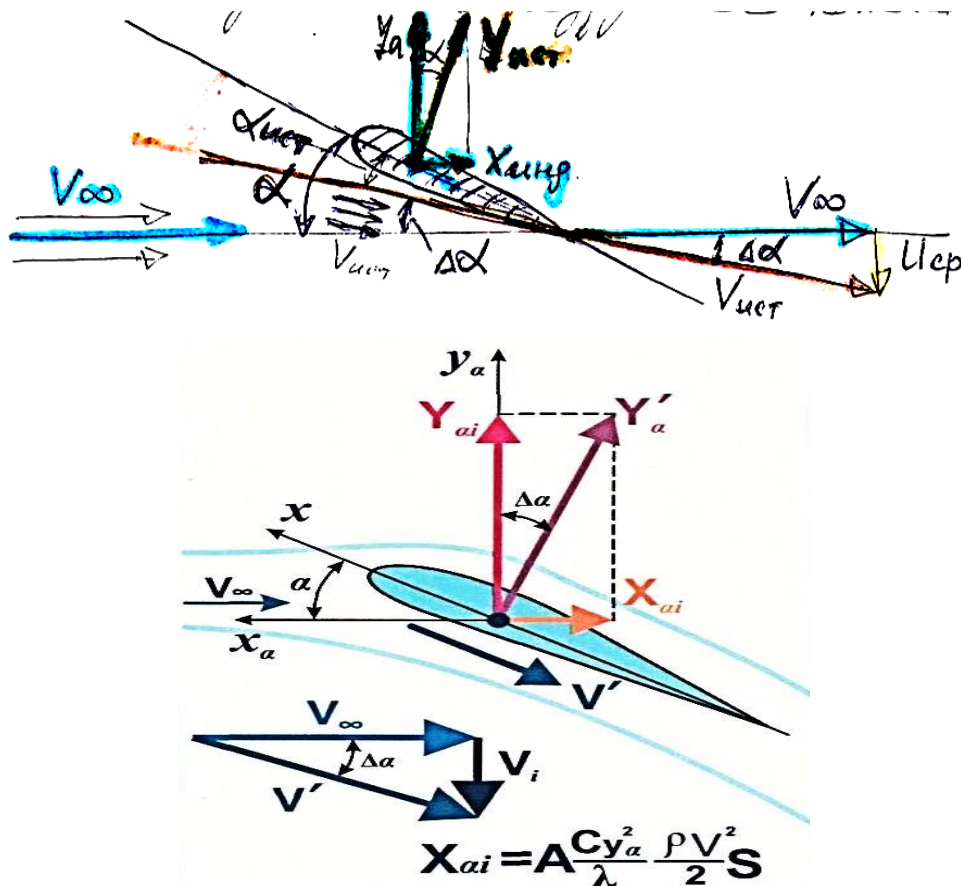


Рис 7.3.4 Схема виникнення скосу потоку при індуктивному опорі

Істинний кут атаки α_{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 швидкісний 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:

$$X_{ai} = Y_a \cdot \operatorname{tg}(\Delta\alpha_{\text{сред}}),$$

для невеликих кутів $\Delta\alpha \rightarrow \operatorname{tg}\Delta\alpha \approx \alpha_{\text{сред}}$,

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

Підставами всі складові в формулу лобового опору і отримаємо:

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

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

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

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

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

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

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 параболічного закону. Звідси впливає, що при наявності підйомної сили завжди має місце індуктивний опір.

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

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

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

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

де

τ і δ - поправочні коефіцієнти, і їх значення рівні:

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

3 Задачі: 7.3.3:

- 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 м²**, 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 7.3.5):

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

$$C_{xa} = C_{xa,тр.} + C_{xa,тиск.} + C_{xa,i} = C_{xa,p} + C_{xa,i}$$

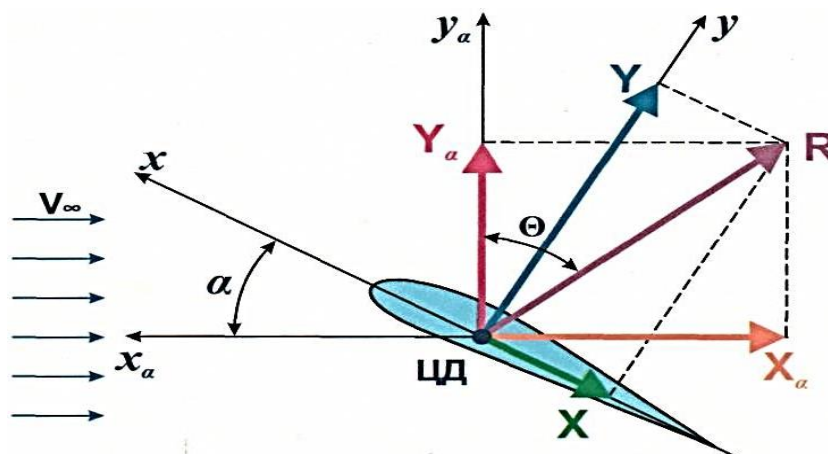


Рис 7.3.5 Схема складових частин лобового опору (X_a) і поздовжньої сили (X)

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:

$$C_{xa} = C_x = C_{xa,тр} + C_{xa,дав.} = C_{x0}$$

де

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

$$C_{xa,дав.} = \iint_S (\vec{p}_n - \vec{p}_3) \frac{1}{S} dy * dz - \text{коефіцієнт опору тиску}.$$

Сумарне лобове сопртівлення залежить від кута атаки (рис 7.3.6)

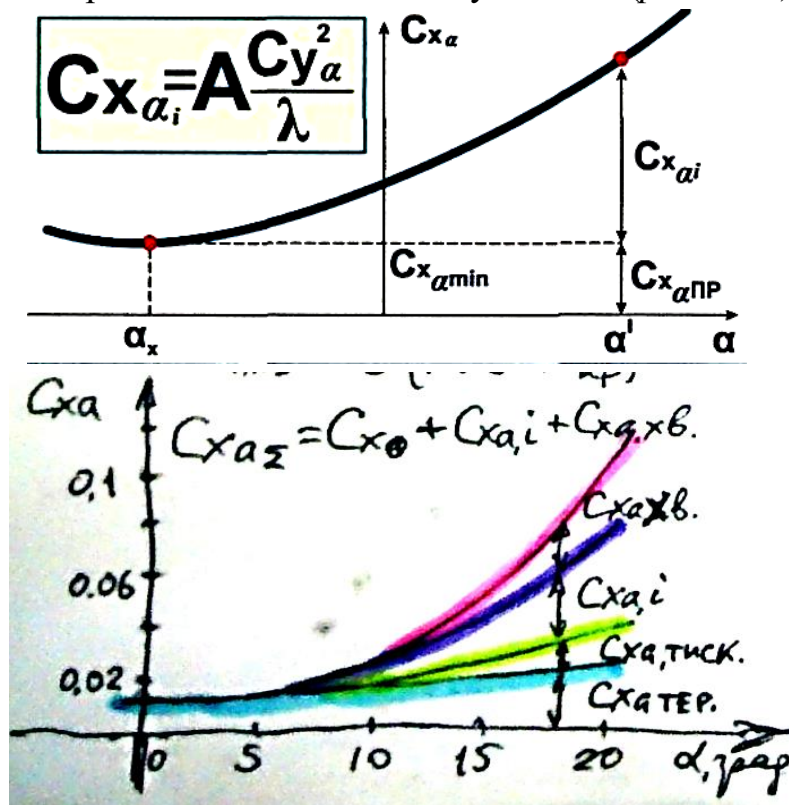


Рис 7.3.6 Схема складових частин лобового опору $C_{xa} = f(\alpha)$

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.

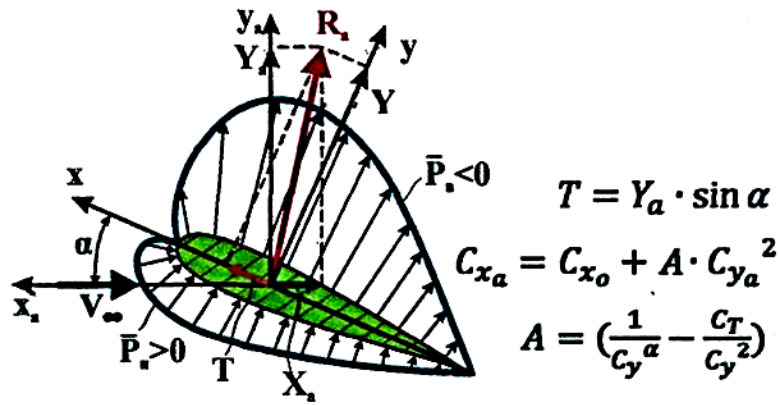


Рис 7.3.7 Схема виникнення підсмоктувальної сили (T)

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

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

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

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

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

де

$A = \left(\frac{1}{C_y^\alpha} - \frac{C_T}{C_y^2} \right) \frac{1}{\pi \lambda}$ - коефіцієнт пропорційності, що характеризує вплив підйомної сили на силу лобового опору (*коефіцієнт віддалу поляри*);

C_{xo} - 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

δ - 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 підсмоктувальної сили, залежність представляють в швидкісний $C_{xa} = f(\alpha)$ і зв'язаної $C_x = f(\alpha)$ системах координат (рис 7.3.8) і коефіцієнта індукції A від числа Маха (рис 7.3.9).

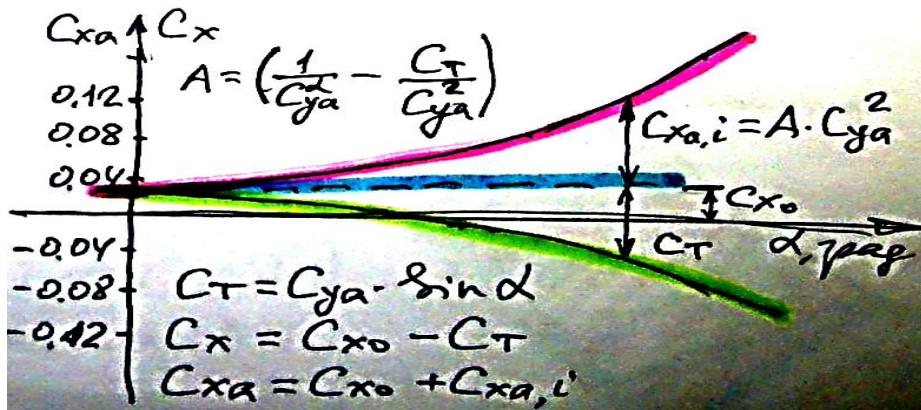


Рис 7.3.8 Графік залежності коефіцієнтів лобового опору $C_{xa} = f(\alpha)$ і повздовжньої сили $C_x = f(\alpha)$

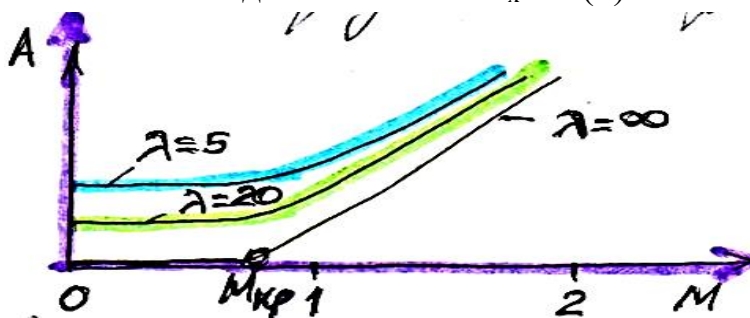


Рис 7.3.9 Графік залежності коефіцієнта індукції $A = f(M)$

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

4 Задача: 7.3.4:

- 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°** , коефіцієнт підйомної сили рівняється - **1,2**, площа крила - **50 м^2** , подовжений крила - **10**.

7.3.4 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 стрибком 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 7.3.10 і 7.3.11).

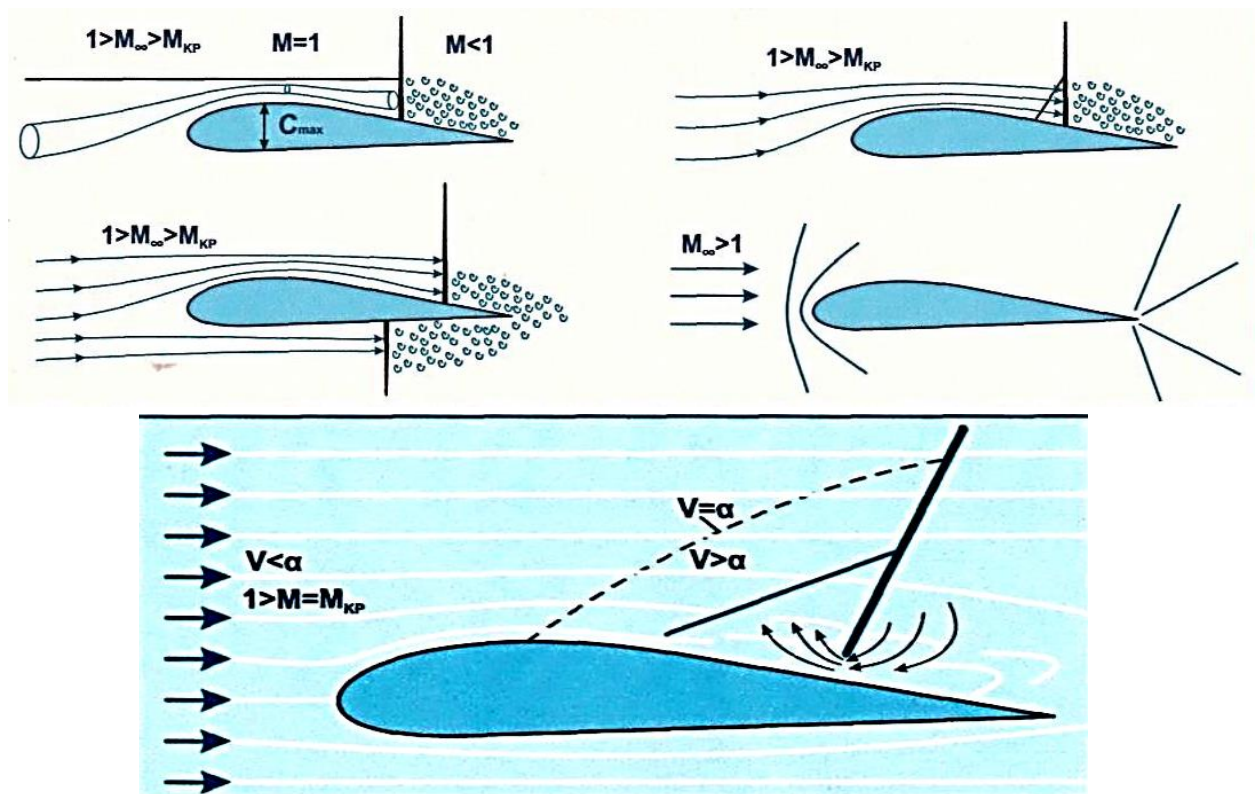


Рис 7.3.10 Схема виникнення місцевого стрибка ущільнення

Перехід надзвукової течії в дозвукову завжди відбувається на стрибку ущільнення. Зі збільшенням $\uparrow M_\infty$ надзвукові зони розширюються і скачки ущільнення зміщуються назад (рис 7.3.12 і 7.3.13).

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

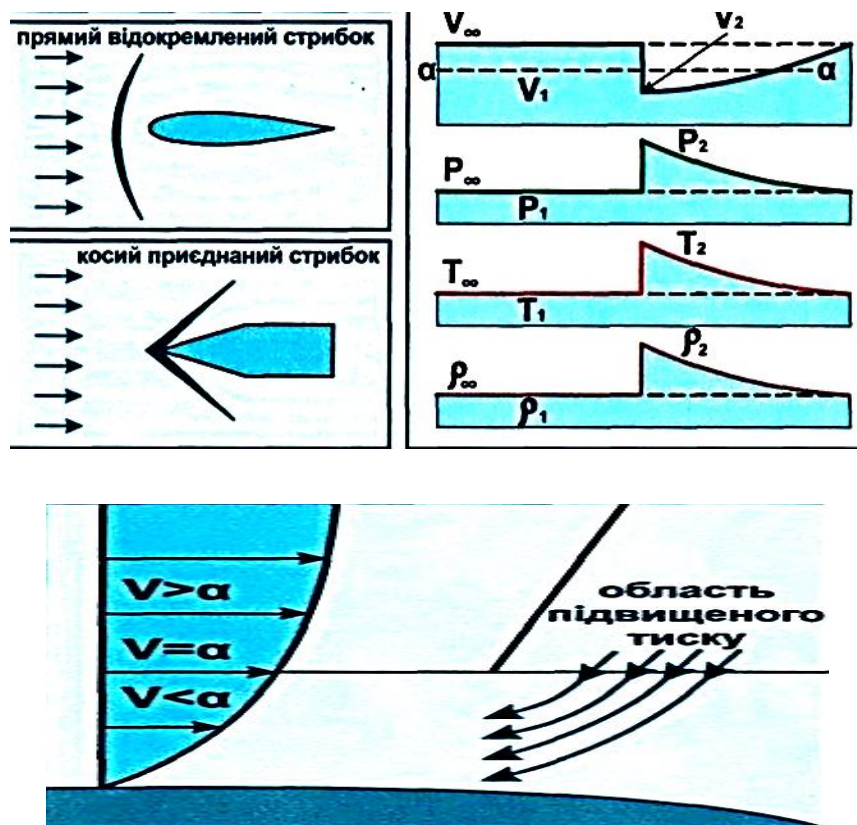


Рис 7.3.11 Схема зміни параметрів повітря на стрибку ущільнення і товщині прилежого шару

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*.

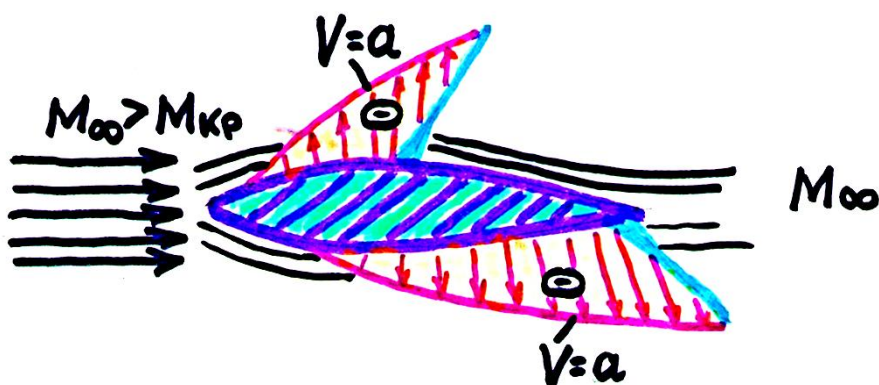


Рис 7.3.12 Схема розвитку надзвукових зон обтікання на поверхні профілю

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.

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

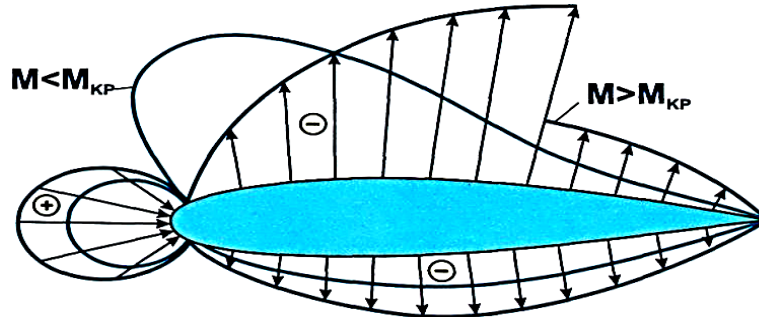


Рис 7.3.13 Схема розвитку надзвукових зон обтікання на поверхні профілю при збільшенні швидкості потоку $M_\infty > M_{кр}$

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:

$$M_\infty = M_{кр} + 0,15$$

5 Задачі: 7.3.5:

- 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 м²**.
- 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 $S = 50$ м².

- 3) Коефіцієнт лобового опору літака при виготовленні на заводі складає $C_{xa1} = 0,019$. 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 $H = 6000$ м при швидкості $V = 640$ км/год, площа крила $S = 140$ м².