

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
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.

ЛЕКЦІЯ 7.3: Коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів в проекціях на вісі систем координат

План лекції:

- 1 Коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів в проекціях на зв'язану і швидкісну вісі систем координат
- 2 Вплив на коефіцієнт підйомної сили геометричних і кінематичних параметрів обтікання.

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 плазманий 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 7.3: КОЕФІЦІЄНТИ АЕРОДИНАМІЧНИХ СИЛ І МОМЕНТІВ В ПРОЕКЦІЯХ НА ВІСІ СИСТЕМ КООРДИНАТ

План лекції:

7.3.1 Коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів в проекціях на зв'язану і швидкісну вісі систем координат

7.3.2 Вплив на коефіцієнт підйомної сили геометричних і кінематичних параметрів обтікання.

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

Аеродинамічні 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:

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

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, м².

$C_R, C_x, C_y, C_z, C_{xa}, C_{ya}, C_{za}$ - 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

ℓ - розмах крила, м;

ℓ_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 7.3.1).

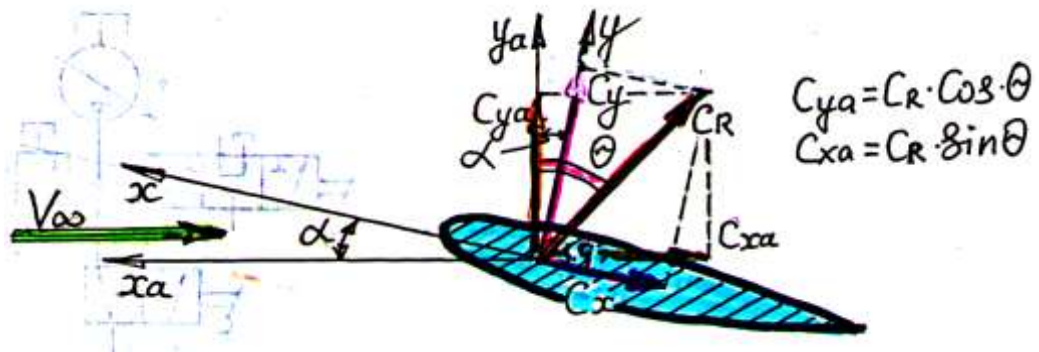


Рис 7.3.1 Схема проєкцій коефіцієнтів аеродинамічних сил

Аеродинамічні сили, в швидкісній і зв'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 (α) можна отримати спрощені формули:

$$\alpha \rightarrow 0; \cos \alpha \rightarrow 1; \sin \alpha \rightarrow \alpha$$

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

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

1 Задачі: 7.3.1:

- 1) Визначити аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили, сили лобового опору і аеродинамічну якість, якщо похідна коефіцієнту підйомної сили від кута атаки рівняється $C_{ya}^{\alpha} = 4$, кут атаки $\alpha = 0,176 \text{ рад.}$, спочатку кут атаки $\alpha_0 = \text{мінус } 0,035 \text{ радіан}$, коефіцієнт повздожної 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^2 .
- 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^2 .
- 4) Визначити як зміниться максимальна швидкість польоту літака при зміні температури повітря: від температури зимою $\text{мінус } 30^{\circ}\text{C}$ до температури літом $+30^{\circ}$, якщо максимальне число Маха рівняється $0,7$, а також визначити швидкісний тиск при температурі $\text{мінус } 30^{\circ}\text{C}$ 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^2 .

7.3.2 Вплив на коефіцієнт підйомної сили геометричних і кінематичних параметрів обтікання

7.3.2.1 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} збільшується при збільшенні кута атаки $\uparrow \alpha$, тобто залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ має як лінійну ділянку так і не лінійну (рис 7.3.2):

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

де

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

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

$C_{ya}^\alpha = \frac{\Delta C_{ya}}{\Delta \alpha} = tg \varphi$ - це похідна коефіцієнта підйомної сили від кута α і характеризує кут нахилу графіка залежності $C_{ya}(\alpha)$.

Ділянка від α_0 до $\alpha_{п.з.}$ - залежність лінійна, і є похилою лінією під кутом φ до осі кута α .

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

При $\alpha = \alpha_{кр}$, коефіцієнт підйомної сили $C_{ya} = C_{ya \max}$ і при подальшому збільшенні кута атаки коефіцієнт C_{ya} зменшується через зрив потоку з верхньої 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 ($\alpha_{п.з.}$).

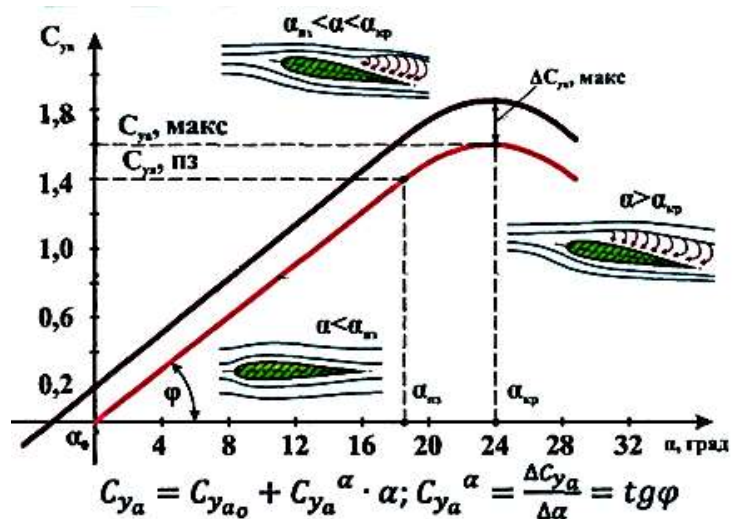


Рис 7.3.2 Схема графіка залежності $C_{ya} = f(\alpha)$

Відрив потоку в примежовому шарі супроводжується тряскою крила. Початок тряски можна використовувати як ознаку наближення літака до критичного куту 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 від'ємним кутом атаки $\alpha_0 < 0$. Відносний тиск залежить від кута атаки (рис 7.2.10).

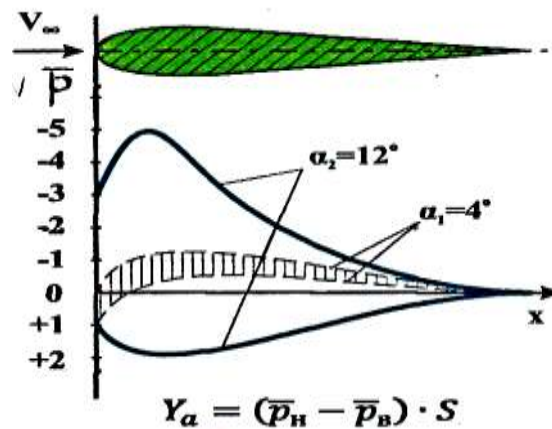


Рис 7.3.3 Схема епюр тиску при зміні кута атаки

7.3.2.2 Вплив аеродинамічної форми профілю на аеродинамічні характеристики

Розглянемо якісну характеристику впливу відносної кривизни профілю на величину коефіцієнта C_{ya} при зміні кутів (α) для симетричного профілю $\bar{f} = 0$ і не симетричного профілю (рис 7.3.4).

Як випливає 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 α_0 .

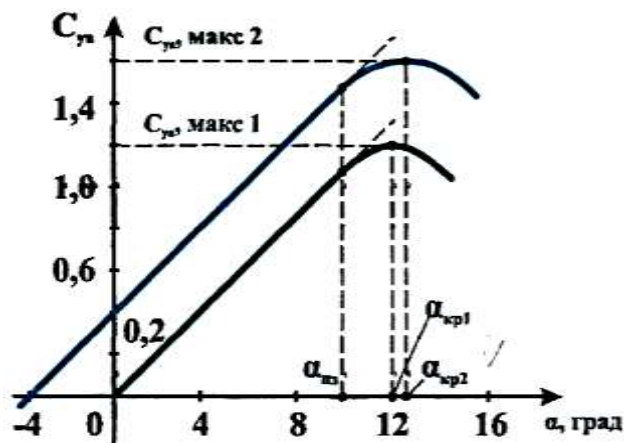


Рис 7.3.4 Схема впливу кривизни (f) профілю на залежність $C_{ya}(\alpha)$

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

Вплив товщини профілю проявляється менш інтенсивно. При малих кутах атаки відносна товщина \bar{c} надає невеликий вплив на величину підйомної сили (рис 7.3.5).

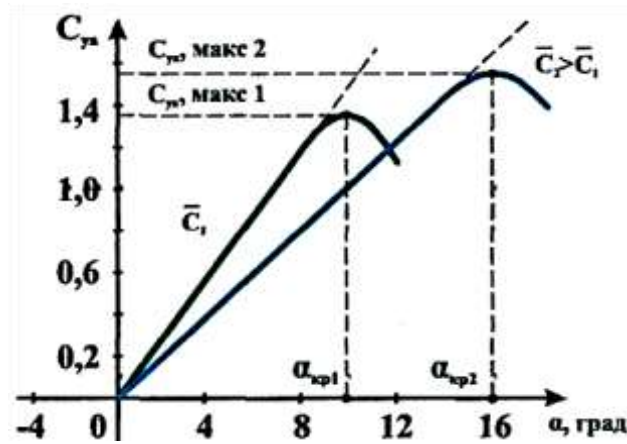


Рис 7.3.5 Схема впливу товщини (\bar{c}) профілю на залежність $C_{ya}(\alpha)$

Кут нахилу залежності $C_{ya}(\alpha)$ щодо вісі α 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 $\alpha_{кр}$ і $C_{ya\max}$ у тонких профілях крил в порівнянні з товстими.

7.3.2.3 Вплив подовження крила на графік залежності $C_{ya} = f(\alpha)$

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

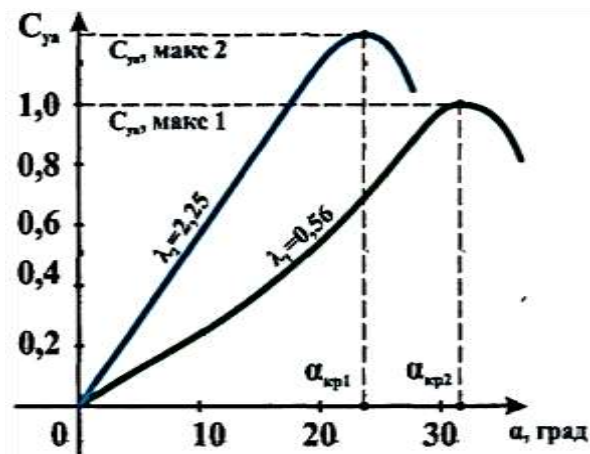


Рис 7.3.6 Схема впливу подовження крила (λ) на залежність $C_{ya}(\alpha)$

Залежність коефіцієнта $C_{ya}(\alpha)$ 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 коефіцієнта 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 коефіцієнта C_{ya} . Крило малого подовження має значно більший критичний кут атаки в порівнянні з крилом великого подовження.

1.3.2.1 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 критичний кут $\alpha_{кр}$ і максимальне значення коефіцієнта $C_{ya\max}$, також збільшуються (рис 7.3.7).

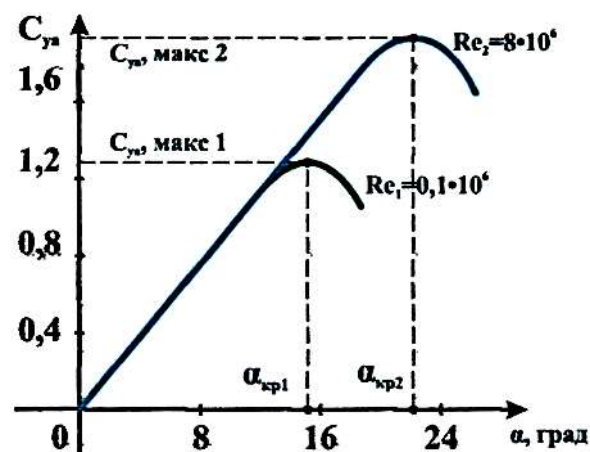


Рис 7.3.7 Схема впливу числа Рейнольдса (Re) на залежність $C_{ya}(\alpha)$

2 Задачі: 7.3.2:

- 1) Визначити аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили, сили лобового опору і аеродинамічну якість, якщо похідна коефіцієнта підйомної сили від кута атаки рівняється 5, кут атаки - $0,17 \text{ рад.}$,

Первинний кут атаки рівняється *мінус 0,035рад*, коефіцієнт повздожної сили рівняється *0,002*.

- 2) Визначити повну аеродинамічну силу, що діє на літак на висоті *4000 м*, якщо при числі Маха *0,6* коефіцієнт підйомної сили складає *0,75*, а коефіцієнт лобового опору - *0,15*, площа крила рівняється - *105 м²*.
- 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 *70 м²*.
- 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 * 10⁻⁵ Н с/м²*.