

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 5- Основи теорії примежового шару

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 5.2: Сили тертя в примежовому шарі, сутність відриву потоку.

Умови зміни структури примежового шару

План лекції:

- 1 Фізична сутність тертя в примежовому шарі.
- 2 Сутність відриву газового потоку в примежовому шарі.
- 3 Умови зміни структури примежового шару. Характеристика числа Рейнольдса

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 5.2: Сили тертя в примежовому шарі, сутність відриву потоку. Умови зміни структури примежового шару

План лекції:

5.2.1 Фізична сутність тертя в примежовому шарі.

5.2.2 Сутність відриву газового потоку в примежовому шарі.

5.2.3 Умови зміни структури примежового шару. Характеристика числа Рейнольдса

5.2.1 Фізична сутність тертя в примежовому шарі

У примежовому шарі відбувається передача енергії від рухомого тіла до газу внаслідок виникнення сил в'язкого тертя. Силу тертя можна визначити за формулою закону внутрішнього тертя І. Ньютона:

$$\tau_{mp} = \mu \cdot \frac{\Delta V_x}{\Delta y}; \Delta X_{mp} = \tau_{mp} \cdot \Delta S.$$

З формули випливає, що сила тертя в основному залежить від градієнта швидкості по товщині примежового шару навколо обтікаємого твердого тіла. Так як градієнт швидкості при турбулентній течії більше ніж при ламінарній, то сила тертя при турбулентній течії також більше ніж при ламінарній (рис 5.2.1):

$$\left(\frac{\Delta V_x}{\Delta y}\right)_t > \left(\frac{\Delta V_x}{\Delta y}\right)_л, \text{тому } X_{тр.т} > X_{тр.л}$$

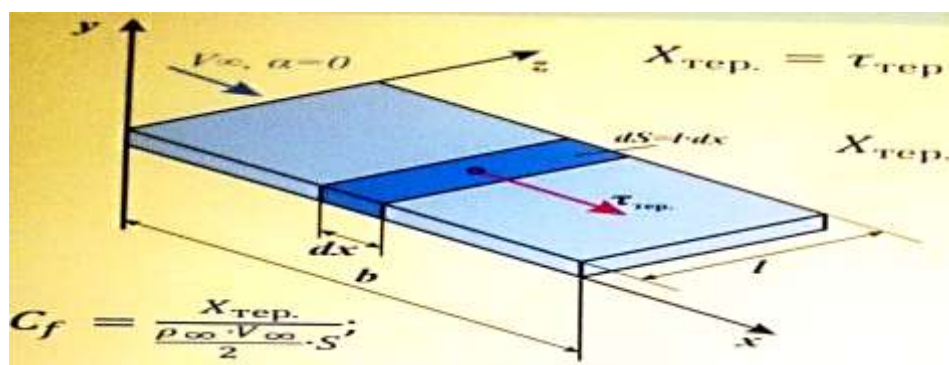


Рис 5.2.1 Схема виникнення сили тертя

$$X_{тр.л} = \int_0^b \tau_l * l * dx;$$

Силу тертя при двосторонньому терті плоскої пластини для ламінарної і турбулентної структури примежового шару можна визначити за формулами:

$$X_{\text{тр.л}} = C_{f\text{л}} * S * \frac{\rho V^2}{2}; \quad X_{\text{тр.т}} = C_{f\text{т}} * S * \frac{\rho V^2}{2}$$

При цьому використовуються безрозмірні коефіцієнти двостороннього тертя пластини.

$$C_{f\text{л}} = \frac{2,66}{\sqrt{Re}};$$

$$C_{f\text{т}} = \frac{0,144}{5\sqrt{Re}}; \text{ (При } Re < 10^6); \quad C_{f\text{т}} = \frac{0,91}{(\lg Re)^{2,58}} \text{ (При } 10^6 < Re < 10^9)$$

Зі збільшенням числа Re , коефіцієнт тертя пластини C_f зменшується. Для чисел Re , які використовуються в практичній аеродинаміці, коефіцієнт тертя пластини в ламінарному шарі значно менше ніж у турбулентному.

Коефіцієнт сили тертя профілю можна визначити за значенням коефіцієнта тертя пластини:

$$C_{x\text{тр}} = C_f \cdot \frac{S_n}{S}$$

де

S_n - площа двох сторін плоскої пластини, м^2 ; S - площа профілю, м^2 .

Щоб зменшити силу тертя, необхідно домагатися збереження ламінарного примежового шару на якомога більшій частині поверхні обтікаємого тіла. Так при числах, від Рейнольдса Re від $3 \cdot 10^6$ до 10^7 то коефіцієнт тертя C_f при ламінарній течії приблизно в **6 разів** менше ніж при турбулентній течії (рис 5.2.2).



Рис 5.2.2 Графічна залежність коефіцієнта тертя C_f від числа Рейнольдса Re

1 Задачі :5.2.1:

1) Визначити силу тертя при ламінарному режимі течії на висоті $H = 3000 \text{ м}$, при швидкості польоту $V = 420 \text{ км/год}$, площа крила $S = 100 \text{ м}^2$, площа пластини $S_n = 0,05 \text{ м}^2$, Площа профілю $S_{np} = 0,1 \text{ м}^2$.

2) Визначити силу тертя при турбулентному режимі течії на висоті $H = 2000$ м, при швидкості польоту $V = 720$ км/год, площа крила $S = 100$ м², площа пластини $S_n = 0,06$ м², площа профілю $S_{np} = 0,12$ м².

5.2.2 Фізична сутність відриву газового потоку в примежовому шарі

Розглянемо обтікання об'ємного тіла повітряним потоком (рис 5.2.3).

При обтіканні тіла потоком від $m.1$ до $m.2$ тиск на верхній поверхні тіла знижується через збільшення швидкості, таким чином виникає негативний градієнт тиску $\frac{dp}{dx} < 0$ по напрямку течії газу в примежовому шарі. Цей градієнт прагне прискорити рух частинок повітря в примежовому шарі, що сприяє збереженню його ламінарної структури. В $m.2$ градієнт тиску збільшується і стає рівним ($\frac{dp}{dx} = 0$).

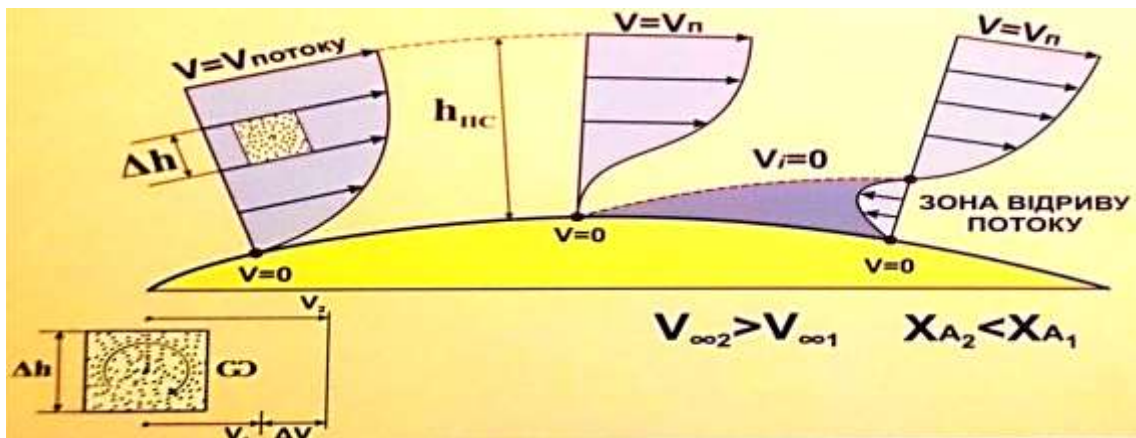
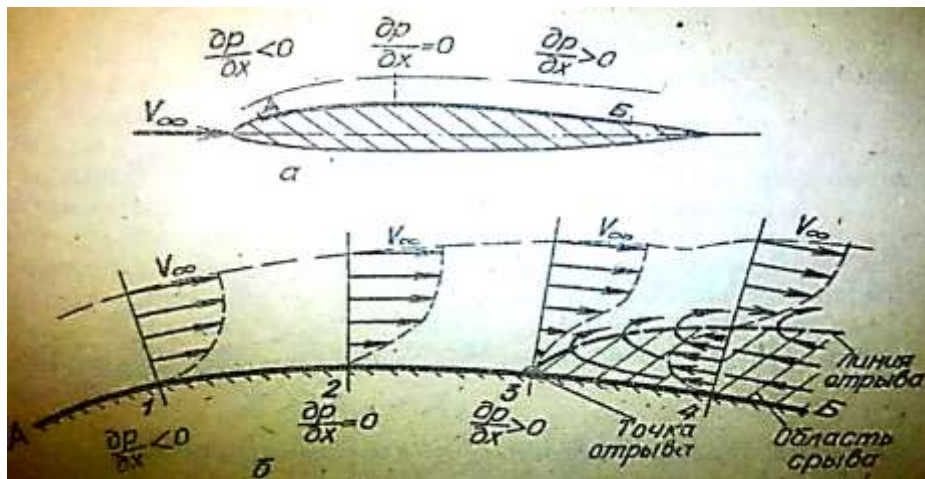


Рис 5.2.3 Схема відриву газового потоку в примежовому шарі

Після проходження від $m.2$ до $m.3$ на задньому схилі об'ємного профілю виникає позитивний градієнт тиску, що на додаток до сил тертя призводить до гальмування потоку. Профіль швидкостей починає якісно змінюватися. В $m.3$ під впливом

позитивного градієнту тиску в нижніх шарах примежового шару потік як би призупиняється і за $m.3$ по лінії «3 - 4'» швидкість потоку стає рівною нулю. В області між лінією "3 - 4' " і поверхнею обтікаємого тіла утворюється область зворотної течії. Притікання газу з двох сторін призводить до $\frac{dp}{dx} > 0$ і потовщення примежового шару і подальшого його відриву від поверхні профілю.

Тому, на деякій ділянці профілю виникає зона відриву потоку обмежена лінією "3 - 4' " і поверхнею обтікаємого тіла. У даній зоні виникає інтенсивне вихростворення. При цьому змінюється картина розподілу тиску по поверхні профілю, що призводить до зміни напрямку рівнодіючої сил тиску. Зрив потоку призводить до різкого зменшення несучою здатності профілю крила і погіршенню стійкості і керованості ЛА.

Таким чином, в зоні зворотної течії виникає турбулентна течія, що викликає інтенсивне перемішування частинок повітря в примежовому шарі і призводить до підводу до нижніх загальмованих слоїв додаткової кінетичної енергії і тим самим перешкоджає збільшенню зони зворотної течії і утворенню вихорів. Тому турбулентний примежовий шар більш стійкий до відриву потоку від поверхні профілю, ніж ламінарний.

5.2.3 Умови зміни структури примежового шару. Характеристика числа Рейнольдса

Перехід ламінарного режиму течії в турбулентний здійснюється в певній зоні або лінії. Так як ми розглядаємо двомірну течію, то замість зони будемо розглядати точку або лінію переходу ламінарного примежового шару в турбулентний. Знати положення точки переходу ламінарної течії в турбулентну дуже важливо, тому що опір тертя істотно залежить від типу примежового шару (рис 5.2.4).

Так наприклад, при числах Рейнольдса $R_e = 1 * 10^6$ опір тертя пластини при турбулентній течії в **14 разів** більше ніж при ламінарній течії.

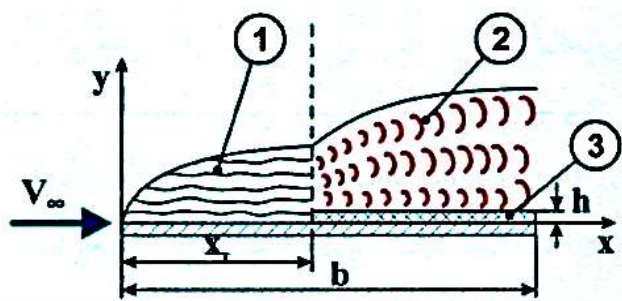


Рис 5.2.4 Схема зміни структури примежового шару

Основним фактором, який дозволяє визначити положення точки переходу з одного режиму течії на інший є число Рейнольдса. Крім цього на положення точки переходу впливають:

- стан поверхні обтікаємого тіла;
- розподіл нормального тиску по поверхні обтікаємого тіла;
- ступінь турбулентності набігаючого потоку.

При течії потоку від носика пластини до її хвостової частини число Рейнольдса (Re) збільшується через збільшення довжини пластини (координати x_T). В ході експериментів встановлено, що ламінарний режим течії переходить в турбулентний при певному значенні числа Рейнольдса (Re). Це число прийнято називати *критичним* числом Рейнольдса ($Re_{кр}$). Відповідно положення точки переходу залежить від критичного числа Рейнольдса:

$$Re_{ext} = Re_{кр}; \uparrow Re = \frac{V \cdot b \uparrow}{\nu}$$

У дослідженнях встановлено, що при числі Рейнольдса $Re = 2320$ відбувається зміна структури примежового шару. Дослідним шляхом можна визначити координату точки переходу (x_T) і критичне число Рейнольдса ($Re_{кр}$).

Величина критичного числа Рейнольдса ($Re_{кр}$) залежить від:

- шорсткості поверхні обтікаємого тіла; стисливості газу;
- співвідношення температури обтікаємого тіла і незбуреного газового потоку;
- ступеня турбулентності набігаючого потоку.

Знаючи величину ($Re_{кр}$) можна визначити положення точки переходу (x_T) При різних швидкостях потоку і параметрах стану газу:

$$x_T = \frac{Re_{кр} \cdot \nu}{V}$$

Відносне значення точки переходу можна визначити:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b} = \frac{Re_{кр} \cdot \nu}{V \cdot b} = \frac{Re_{кр}}{Re}$$

Як впливає з формули, точка переходу ламінарного режиму течії в турбулентний при збільшенні швидкості потоку зміщується вперед, тобто збільшується зона турбулентного течії. Фізично число Re характеризує ступінь впливу сил в'язкості на сили нормального тиску при русі тіл у в'язкому газовому середовищі і є відношенням сил тиску пропорційних (ρV^2) до сил в'язкого тертя пропорційних ($\mu \frac{V}{l}$).

Чим більша в'язкість середовища ($\nu \uparrow$) тим менше число Рейнольдса ($\downarrow Re = \frac{V \cdot l}{\nu}$). Це означає, що при малих числах Рейнольдса (Re) роль в'язкості в розгляді аеродинамічних явищ досить велика, при великих числах (Re) - ця роль надзвичайно мала.

3 Задачі: 5.1.3:

- 1) Визначити коефіцієнт кінематичної в'язкості повітря і число Рейнольдса на висоті **8000 м**, якщо коефіцієнт динамічної в'язкості на цій висоті рівняється **$1,457 \cdot 10^{-5} \text{ Н с/м}^2$** , швидкість літака рівняється **420 км/год**, діаметр фюзеляжу літака рівняється **5 м**.
- 2) Визначити число Маха і число Рейнольдса на висоті **9000 м**, якщо швидкість літака рівняється **900 км/год**, коефіцієнт динамічної в'язкості на цій висоті рівняється **$1,457 \cdot 10^{-5} \text{ Н с/м}^2$** , хорда крила рівняється **1,5 м**.
- 3) По трубопроводу діаметром **$d = 50 \text{ мм}$** і довжиною **$l = 10 \text{ м}$** рухається гас. Визначити напор **H** , при якому виникає зміна ламінарного режиму течії на турбулентний. Коефіцієнт кінематичної в'язкості гасу **$\nu = 2,5 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$** .
- 4) Визначити діаметр трубопроводу, по якому подається рідина з витратами **$Q_w = 0,01 \text{ м}^3/\text{с}$** при умові забезпечення в ньому максимально-можливої швидкості зі збереженням ламінарного режиму течії, коефіцієнт кінематичної в'язкості рідини рівняється **$\nu = 1 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$** .