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 5. «Основи теорії примежового шару»

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 5.1: ТЕОРІЯ ПОТОКУ В'ЯЗКОЇ РІДИНИ І ГАЗУ

План лекції:

1 Загальні положення про течію в'язкого потоку рідини і газу.

2 Структура примежового шару.

3 Умови зміни структури примежового шару. Поняття про число Рейнольдса.

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 І, «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 ІІ, «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 І «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.

5 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина ІІ «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.

6 Ародинаміка 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., Вертоліт 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.: ВПІА ім. М. Є. Жуковского, 1957. – 350 с.
9 Вотяков В. Д., Аеродинаміка ЛА і гідравліка їх систем, Ч.1. Аеродинаміка. Підручник. - М.: ВПІА ім. М. Є. Жуковского, 1972. – 652 с.
10 Дьяченко А. А., Літальні апарати і безпека польоту. Підручник. - М.: ВПІА ім. М. Є. Жуковского, 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 Аерокоптер, 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.: КІІЦА, 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 5.1: ТЕОРІЯ В'ЯЗКОГО ПОТОКУ РІДИНИ І ГАЗУ

План лекції:

5.1.1 Загальні положення про течію в'язкої рідини і газу
5.1.2 Структура примежового шару
5.1.3 Умови зміни структури примежового шару.
Поняття про число Рейнольдса

5.1.1 Загальні поняття про течію в'язкої рідини і газу

Примежовим шаром називається тонкий шар газу навколо обтікаємого твердого тіла, в якому швидкості руху частинок рідини змінюються від нульового значення до величини рівної місцевої швидкості незбуреного потоку, тобто має місце градієнт швидкості по товщині примежового шару ($\frac{dV_x}{dy}$) (*рис 5.1.1*).

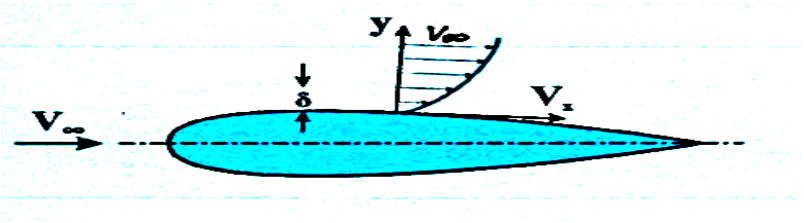

Рис 5.1.1 Схема течії в примежовому шарі

$$V_\delta = 0{,}99\, V_{i\partial.0.} \sim V_\infty$$

де

$V_{i\partial.0.}$ - швидкість яку мали б частинки газу на межі примежлвого шару, якби газ був ідеальним.

Внаслідок властивостей в'язкості газу близько розташовані до тіла шари газового потоку гальмуються. Гальмівна дія обтікаємого тіла в міру віддалення шарів газу від його поверхні поступово зменшується і на деякій відстані припиняється практично повністю. Товщина примежового шару на поверхні профілю збільшується від носової частини обтікаємого тіла до хвостової (*рис 5.1.2*).

Товщина примежового шару залежить від:

- *форми обтікаємого тіла; положення тіла в газовому потоці (кута атаки);*
- *стану поверхні тіла (шорсткості поверхні);*

– *швидкості газового потоку; масової густини газу і т.д.*

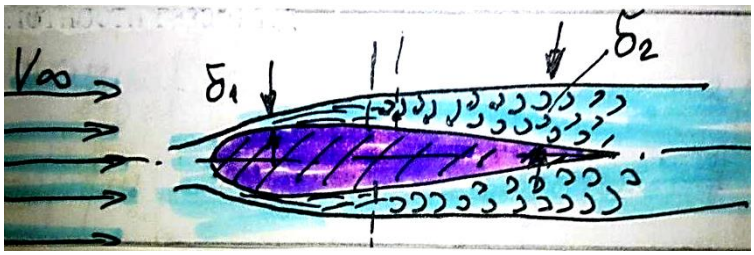

Рис 5.1.2 Схема зміни товщини примежового шару по довжині профілю

Поблизу передньої кромки обтікаємого тіла товщина примежового шару незначна і дорівнює кільком міліметрів, а в хвостовій частині профілю товщина шару збільшується і досягає приблизно ***100 мм***. Чим менше швидкість потоку і рівніша поверхня тіла, тим примежовий шар тонше.

Через різницю швидкостей руху струйок над виділеною частинкою і під частинкою виникає пара ковзних сил тертя ΔFтр., що привоздить до появи моменту обертання, що визиває привід частинок повітря в обертальний рух, що сприяє утворенню вихорів (*рис 5.1.3*).

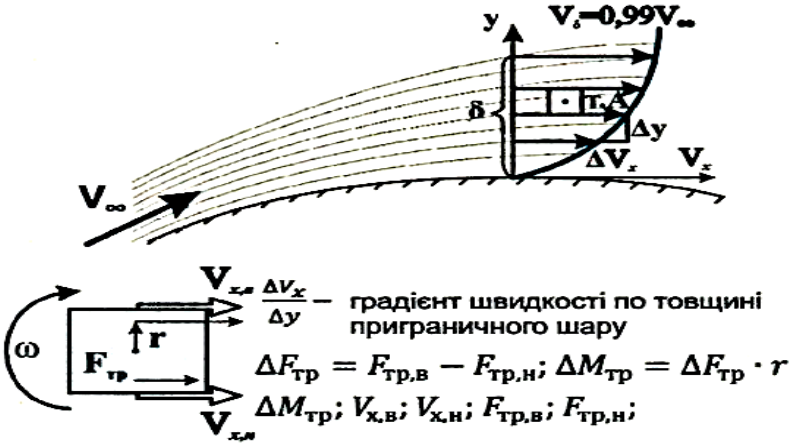

Рис 5.1.3 Схема виникнення вихрового руху в примежовому шарі

Основною характеристикою примежового шару служить градієнт видкості $\frac{\Delta V_x}{\Delta y}, \frac{\text{м}}{\text{с*мм}}$

де

ΔV_x - різниця поздовжніх складових швидкостей руху сусідніх шарів потоку повітря, м/с;

Δy – відстань між сусідніми шарами повітряного потоку по одній нормалі товщини примежового шару, мм.

Градієнт швидкості характеризує зміну швидкості потоку на ***1 мм*** товщини примежового шару. Нерівномірність розподілу швидкостей по товщині примежового шару зберігається і за обтікаємим тілом в вихровому сліді. Швидкість потоку в вихровому сліді в міру віддалення від обтікаємого тіла вирівнюється і стає рівною швидкості незбуреного потоку $\boldsymbol{V_\infty}$.

У примежовому шарі внаслідок в'язкості відбувається зміна основних фізичних параметрів газу: $\boldsymbol{V_\delta, p_\delta, T_\delta, \rho_\delta}$ - швидкість, тиск, температура, масова щільність (*рис 5.1.4*).

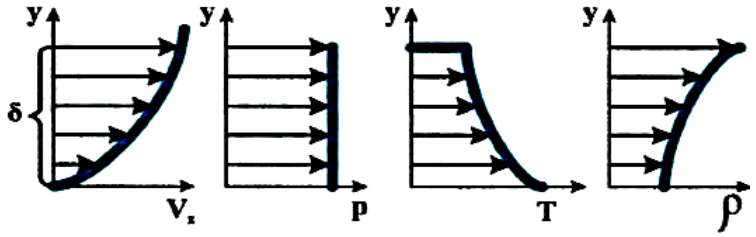

Рис 5.1.4 Характер зміни параметрів повітря
по товщині примежового шару

де

$\boldsymbol{V_\delta}$ - зміна швидкості газового потоку по товщині примежового шару відбувається внаслідок властивостей в'язкості, таким чином має місце градієнт швидкості;

$\boldsymbol{p_\delta}$ - тиск газу залишається постійним по товщині примежового шару, з огляду на невелику його товщину;

$\boldsymbol{T_\delta}$ - температура шару збільшується по мірі наближення до обтікаємого тіла, внаслідок гальмування частинок газу. Кінетична енергія прямолінійного руху частинок газу в примежовому шарі переходить в теплову енергію хаотичного руху молекул газу, виникає ефект аеродинамічного нагріву поверхні тіла.

$\boldsymbol{\rho_\delta}$ - розподіл масової густини по товщині примежового шару здійснюється згідно рівняння стану газу за умови постійного тиску ($\boldsymbol{p = const}$).

$$\frac{p_\delta}{\rho_\delta} = \mathbf{R} \rightarrow \downarrow T_\delta \rho_\delta = \frac{p_\delta}{\mathbf{R} T_\delta \uparrow}$$

По мірі наближення до поверхні обтікаємого тіла густина газу зменшується.

1 Задачі: 5.1.1:

1) Визначити як зміниться масова витрата рідини при швидкості течії **V = 70 см/с,** масова густина **ρ = 820 кг/м^3** при зміні діаметру трубопроводу від **25 см** до **50 см**.

2) При обтіканні крила повітряним потоком площа струменя зменшилась у **2 рази**. Визначити швидкість струменя і швидкісний тиск у найвужчому перерізі, якщо швидкість польоту літака рівняється **480 км/год**. на рівні земної поверхні.

5.1.2 Структура примежового шару

Розглянемо обтікання твердого тіла газовим потоком. В спектрі обтікання можна виділити 4-и характерні зони течії в примежовому шарі (*рис 5.1.5*):

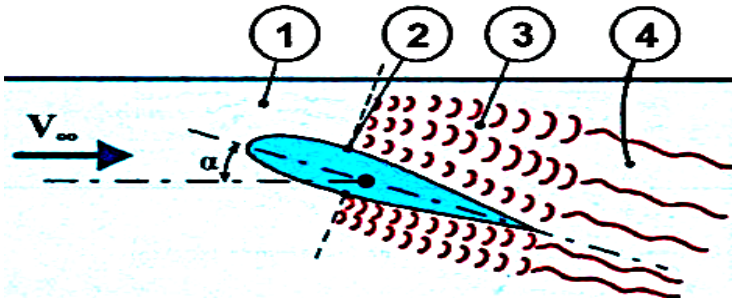

Рис 5.1.5 Схема структури примежового шару

Зона 1 - від передньої кромки обтікаємого профілю і до його максимальної товщини. У цій зоні товщина шару мінімальна, течія шарувата, струйки газу між собою не перемішуються. Така течія називається ламінарною.

Зона 2 - це область переходу ламінарної структури примежового шару в турбулентний. Лінія «***П***»- це лінія по товщині примежового шару переходу ламінарної структури в турбулентну.

Зона 3 - це область примежового шару в якій рух частинок газу обертально - поступальний з перемішуванням частинок газу по товщині примежового шару і носить назву турбулентної течії.

Зона 4 - це область течії за межами обтікаємого тіла, і носить назву спутного струменю (*вихровий слід*).

По мірі руху частинок газу впродовж поверхні тіла вплив в'язкості газу поступово призводить до руйнування ламінарної структури примежового шару, потім відбувається інтенсивне перемішування частинок газу по товщині примежового шару і утворюється турбулентна течія в примежовому шарі. Згідно фізичної природи виникнення ламинарного і турбулентного шарів, розподіл швидкостей потоку газу по товщині поримежового шару буде мати різний вигляд (*рис 5.1.6*).

У ламінарному примежовому шарі рух газу відбувається без взаємного проникнення одного шару в інший.

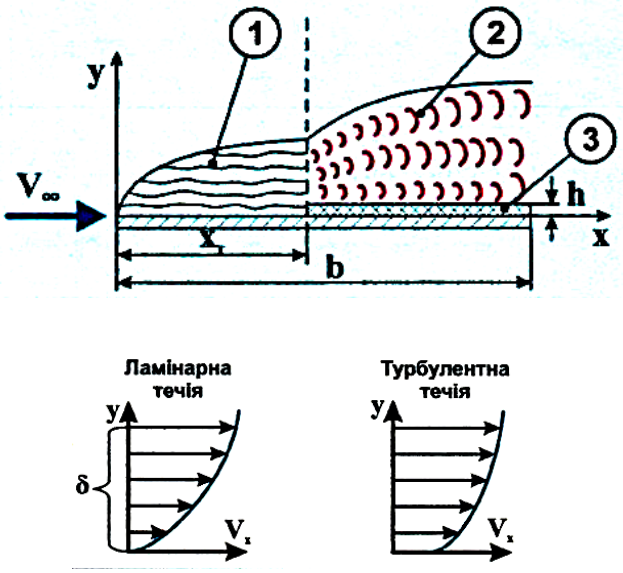

Рис 5.1.6 Схема структури газового потоку в примежовому шарі.
1*- ламінарний шар; 2 - турбулентний шар; 3 - ламінарний прошарок в турбулентному шарі; xт - координата переходу ламінарного течії в турбулентний; h - товщина ламінарного підшару; l (b) - довжина пластини (хорда профілю).*

Сила тертя залежить від інтенсивності зміни ковзної швидкості потоку по товщині примежового шару, тобто від градієнта швидкості $\frac{\Delta Vx}{\Delta y}$.

Ковзну напругу тертя при ламінарному режимі течії можна визначити за формулою закону внутрішнього тертя І. Ньютона:

$$\tau_л = \mu \frac{\Delta V_x}{\Delta y}$$

де

μ - динамічний коефіцієнт в'язкості, Па с.

У турбулентному примежовому шарі слоїста течія газу руйнується, частки газу крім прямолінійного руху у напрямку потоку мають обертальний рух і переміщення хаотично по товщині примежового шару, в результаті чого частинки газу рухаються по складним траєкторіям. При цьому виникає додатковий опір тертя, пов'язаний з переходом частинок газу з одного режиму течії на інший, що призводить до зміни (*зменшення або збільшення*) кількості руху рідини.

Ковзна напруга тертя при турбулентному режимі течії:

$$\tau_т = \rho * l^2 (\frac{\Delta V_x}{\Delta y})^2$$

де

$\boldsymbol{l}$ - довжина шляху змішування частинок газового потоку, м;

$\boldsymbol{\rho}$ - масова щільність газу, кг / м^3.

Розглянемо відносну зміну швидкості течії по товщині примежового шару (*рис 5.1.7*).

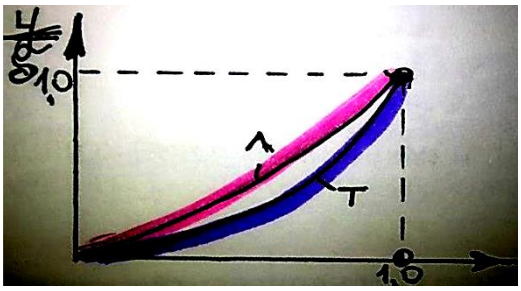

Рис 5.1.7 Схема зміни товщини примежового шару від швидкості течії

Швидкість течії газового потоку при ламінарні і турбулентній течії, можна визначити за формулами:

$$\boldsymbol{V_л = V\delta\left[\left(\frac{3}{2} * \left(\frac{y}{\delta}\right) - \frac{1}{2}\left(\frac{y}{\delta}\right)^3\right]}$$

$$\boldsymbol{V_T = V\delta\left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{7}}}$$

Зміну товщини примежового шару і ковзної напруги тертя можна представити графічно по довжині плоскої пластини (*рис 5.1.8*):

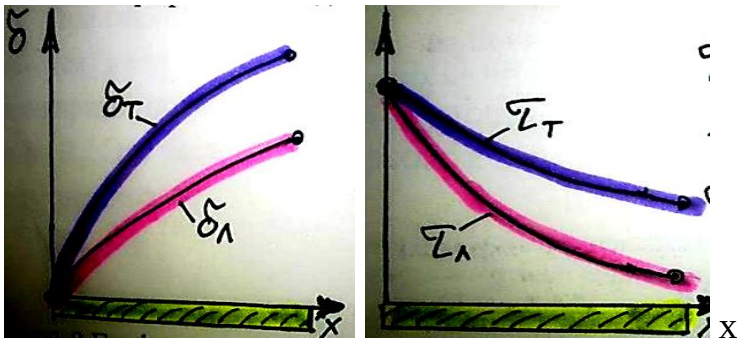

Рис 5.1.8 Графіки залежності товщини і козної напруги по довжині пластини

$\boldsymbol{\delta_л = 4{,}64\sqrt{\frac{\nu * x}{V\delta}} = 4{,}64, \frac{x}{\sqrt{Re,x}}}$; $\boldsymbol{\delta_m = 0{,}37\sqrt[5]{\frac{\nu * x^4}{V\delta}} = 0{,}37\frac{x}{\sqrt[5]{Re,x}}}$

$$\tau_л = \frac{3}{2}\mu\frac{V\delta}{\delta л} = \frac{3}{2}\rho\frac{V\delta^2}{Re,\delta}, \qquad \tau_m = 0{,}0225\ \rho\ V\delta^2\ \frac{\nu}{V\delta * \delta T}^{\frac{1}{4}} = 0{,}0225\ \rho\ V\delta^2$$

$$\frac{1}{Re,\delta *}^{\frac{1}{4}}$$

$Re,\ x = \frac{V\delta * x}{\nu}$ (*по довжині пластини*); $Re,\delta = \frac{V\delta * \delta}{\nu}$ (*по товщині примежовому шару*)

З формул і графічних залежностей випливає, що товщина примежового шару від носика пластини до хвостика збільшується пропорційно:

– при ламінарній течії, $\delta_л \approx \sqrt{x} = (x^{\frac{1}{2}})$

– при турбулентній течії, $= \delta_т \approx \sqrt[5]{x^4} = (x^{\frac{4}{5}})$

При цьому напруга тертя в примежовому шарі змінюється по мірі віддалення від носика обтікаємого тіла:

– при ламінарній течії , $\tau_л \approx \frac{1}{\sqrt{x}} = (\frac{1}{x^{\frac{1}{2}}})$

– при турбулентній течії,$\tau_т \approx \frac{1}{\sqrt[5]{x^4}} = (\frac{1}{x^{4/5}})$

2 Задачі: 5.1.2:

1) Визначити товщину і козну напругу в примежовому шарі при ламінарній структурі течії в місці максимальної товщина профілю при координаті **x = 0,5 м**, швидкість течії **V = 120 км/год** на висоті польоту **H = 1000 м**.
2) Визначити товщину і козну напругу в примежовому шарі при турбулентній структурі течії в місці максимальної товщина профілю при координаті **x = 0,5** м, швидкість течії **V = 420 км/год** на висоті польоту **H = 2000 м**.

5.1.3 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 5.1.9*).

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

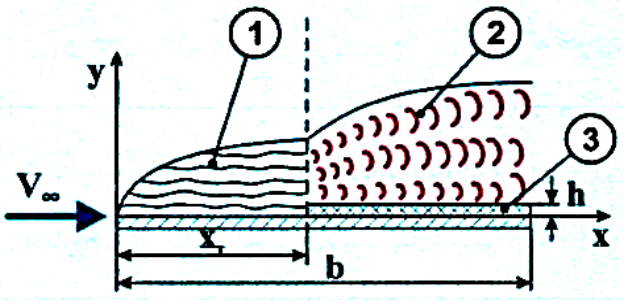

Рис 5.1.9 Схема зміни структури примежового шару

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 ($\boldsymbol{R_e}$) збільшується через збільшення довжини пластини (*координати* $\boldsymbol{x_т}$). В ході експериментів встановлено, що ламінарний режим течії переходить в турбулентний при певному значенні числа Рейнольдса (***Re***). Це число прийнято називати *критичним* числом Рейнольдса ($\boldsymbol{Re_{кр}}$). Відповідно положення точки переходу залежить від критичного числа Рейнольдса:

$$\boldsymbol{R_{ex}}_{\text{т}} = \boldsymbol{R_{e}}_{\text{кр}};\ \uparrow \boldsymbol{R_e} = \frac{\boldsymbol{V}*\boldsymbol{b}\uparrow}{\boldsymbol{V}}$$

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

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

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

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

$$\text{x}_\text{т} = \frac{\boldsymbol{R_{e}}_{\text{кр}} * \boldsymbol{\nu}}{\boldsymbol{V}}$$

Відносне значення точки переходу можна визначити:

$$\bar{\text{x}}_\text{т} = \frac{\text{x}_\text{т}}{\text{в}} = \frac{\boldsymbol{R_{e}}_{\text{кр}} * \boldsymbol{\nu}}{\boldsymbol{V} * \text{в}} = \frac{\boldsymbol{R_{e}}_{\text{кр}}}{\boldsymbol{R_e}}$$

Як випливає 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 ($\boldsymbol{\rho V^2}$) до сил в'язкого тертя пропорційних ($\boldsymbol{\mu \frac{V}{l}}$).

Чим більша в'язкість середовища ($\boldsymbol{\nu\uparrow}$) тим менше число Рейнольдса ($\boldsymbol{\downarrow R_e = \frac{V*l}{\nu\uparrow}}$). 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 дінамічної в'язкості на цій висоті рівняється **1,457 * 10^{-5} Н с/м^2**, швидкість літака рівняється **420 км/год**, діаметр фюжеляжу 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 * 10^{-5} Н с/м^2**, хорда крила рівняється **1,5 м**.
3) По трубопроводу діаметром **d = 50 мм** і довжиною **l = 10 м** рухається гас. Визначити напор **H**, при якому виникає зміна ламінарного режиму течії на турбулентний. Коефіцієнт кінематічної в’язкості гасу **ν = 2,5 10^{-6} м^2/с.**
4) Визначити діаметр трубопроводу, по якому подається рідина з витратами **Q$_w$ = 0,01 м^3/с** при умові забезпечення в ньому максимально-можливої швідкості зі збереженням ламінарного режиму течії, коефіцієнт кінематічної в'язкості рідини рівняється **ν = 1 10-^{6} м^2/с.**