

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

**Циклова комісія аеронавігації**

**МЕТОДИЧНІ МАТЕРІАЛИ**

до лабораторних робіт  
із навчальної дисципліни  
**«Основи аеродинаміки та динаміки польоту»**  
обов'язкових компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти  
**Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден**  
**і авіадвигунів**  
272: Авіаційний транспорт

**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.

## ЛАБОРАТОРНА РОБОТА № 1

### АЕРОДИНАМІЧНІ ВИМІРЮВАННЯ, МЕТОДИ ТА ПРИЛАДИ

Метою роботи є ознайомлення з призначенням, принципом дії та класифікацією приладів, пристроїв та установок, які використовуються в аеродинамічному експерименті; набуття необхідних навичок використання основних приладів для вимірювання термодинамічних параметрів повітряного потоку, для вимірювання тиску в потоці та на поверхні тіл, для визначення швидкості повітряного потоку в різних перетинах аеродинамічної труби.

#### Методичні вказівки

Раніш, ніж приступити до виконання лабораторної роботи, здобувач освіти повинен **вміти**:

**1** Використовуючи знання про фізичні властивості рідини та газу, визначати основні термодинамічні параметри атмосферного повітря: **температуру, тиск, питому вагу, питому густину**.

**2** Використовуючи рівняння стану газу, рівняння нерозривності (рівняння Л. Ейлера), рівняння балансу енергії потоку (рівняння Д. Бернуллі) для стисливої та нестисливої рідини, знаходити та пояснювати взаємозв'язок між основними термодинамічними параметрами в потоці рідини (або газу), що тече в каналі змінного перерізу.

**3** Визначати параметри атмосферного повітря, використовуючи таблиці міжнародної стандартної атмосфери.

Література: [1, гл.1]; [2, гл.1]; [3, гл.1, § 1]

#### 1. Необхідні теоретичні відомості та співвідношення

Стан та фізичні властивості газів характеризуються їхньою **температурою, тиском, густиною та внутрішньою енергією**.

Температура газу ( **$T$** ) в міжнародній системі одиниць (СІ) вимірюється за абсолютною шкалою Кельвіна, але в зв'язку з тим, що більшість приладів проградуировані за шкалою Цельсія ( **$t^{\circ}\text{C}$** ), в деяких формулах використовується саме ця шкала.

Тиск ( **$p$** ) (*нормальна напруга*) - це відношення нормальної поверхневої сили, що діє на елементарну поверхню, до площі цієї поверхні. Одиницею вимірювання тиску в СІ є Паскаль ( **$\text{Па}$** ) - тиск, який створює сила в 1 ньютон, рівномірно розподілена на поверхні з площею  **$1 \text{ м}^2$**  ( $\text{Па} = \text{Н}/\text{м}^2$ ). Для вимірювання тиску використовують також інші, так звані позасистемні одиниці:

- атмосфера - тиск, який створює сила в 1 кілограм-сили, рівномірно розподілена на поверхні з площею 1 квадратний сантиметр ( $\text{кгс}/\text{см}^2$ ). Ця

одиниця використовується для вимірювання тиску в техніці. Щоб уникнути плутанини з фізичною атмосферою (дорівнює нормальному тиску атмосферного повітря на рівні моря) до її найменування додають слово технічна.

- бар - одиниця тиску, що дорівнює  $10^5 \text{ Н/м}^2$
- міліметр ртутного стовпчика - гідростатичний тиск стовпчика ртуті висотою в  $1 \text{ мм}$
- міліметр водяного стовпчика - гідростатичний тиск стовпчика води висотою в  $1 \text{ мм}$ .

Таблиця 1

Зв'язок між одиницями тиску

	Па	атм.	бар.	мм. рт. ст.	мм. вод. ст.
1 Па	1.	$1,01972 \cdot 10^5$	$10^{-5}$	$2,50064 \cdot 10^3$	$1,01972 \cdot 10^1$
1 атм.	$9,80665 \cdot 10^4$	1	0,980665	735,561	$10^4$
1 бар.	$10^5$	1,01972	1	750,064	$1,01972 \cdot 10^4$
1 мм. рт. т.	133,322	$1,35951 \cdot 10^3$	$1,33322 \cdot 10^3$	1	13,5951
1 мм. вод. ст.	9,80665	$10^{-4}$	$9,80665 \cdot 10^{-5}$	0,0735561	1

**Густина ( $\rho$ )**- це маса речовини, яка міститься одиниці об'єму  $W$ :

$$\rho = \frac{m}{W}, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

В системі СІ масова густина має розмірність  $[\rho] = \text{кг/м}^3$

**Питома вага ( $\gamma$ )** - це вага речовина, що міститься в одиниці об'єму:

$$\gamma = \frac{G}{W}, \frac{\text{Н}}{\text{м}^3}$$

В системі СІ питома вага має розмірність  $[\gamma] = \text{Н/м}^3$ .

При нормальних атмосферних умовах (на рівні моря) в різних системах одиниць параметри атмосферного повітря мають наступні значення:

- тиск -  $p = 760 \text{ мм. рт. ст.} = 1,013 \cdot 10^5 \text{ Па} = 10333 \text{ мм. вод. ст.};$
- температура -  $T = 288 \text{ К} (15^\circ\text{C});$
- масова густина -  $\rho = 1,2257 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2/\text{м}^4.$

В практиці нерідко треба порівнювати результати випробувань повітряних суден (ПС) та силових установок, проведених в різних метеорологічних умовах. Для порівняння результатів таких випробувань та

встановлення даних про зміну параметрів повітря в атмосфері, а також для аеродинамічних розрахунків прийнято використовувати деякі умовні характеристики атмосфери у вигляді стандартної атмосфери СА [ 5 ].

Внутрішня енергія ( $U$ ) характеризує енергію теплового руху молекул одиниці маси газу. В системі одиниць СІ внутрішня енергія вимірюється в джоулях на кілограм (Дж/кг).

Термодинамічні параметри газів пов'язані між собою рівнянням стану. Для тисків, що не перевищують **1000 атм**, параметри газів з великою точністю задовольняють рівняння Клайперона:

$$p = \rho R T \quad (1.1)$$

Для повітря в СІ газова постійна  $R = 287.14 \text{ м}^2/(\text{с}^2 \text{ К})$ , або  $R = 287.14 \text{ Дж}/(\text{кг К})$ .

Рівняння стану, яке пов'язує внутрішню енергію з температурою газу, має вигляд:

$$U = c_v \cdot T = \frac{1}{k-1} \frac{p}{\rho}, \quad (1.2)$$

де

$c_v$  - питома теплоємність газу при постійному об'ємі.

Окрім внутрішньої енергії в аеродинаміці користуються поняттям ентальпії (*теплоємність*) ( $i$ ), яка визначається співвідношенням

$$i = c_p \cdot T = \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho}, \quad (1.3)$$

де

$c_p$  - питома теплоємність газу при постійному тиску;

$k = c_p / c_v$  - показник адіабати, який для повітря при дозвукових та відносно невеликих надзвукових швидкостях течії приймають **1,4**.

В багатьох задачах аеродинаміки відносна швидкість руху газу велика, а теплообмін між окремими його струмками нехтовно малий. У цьому випадку з рівняння збереження енергії та рівняння (1.1) випливає співвідношення:

$$p/\rho^k = \text{const}, \quad (1.4)$$

яке розглядають як рівняння стану для ізоентропічної течії газу, тобто такої течії, для якої ентропія під час процесу зміни стану газу не змінюється, а процес є "оборотним".

Під дією тиску або температури рідини і газу при постійній масі здатні змінювати свій об'єм і відповідно густину. Така властивість називається стисливістю. Стисливість рідин дуже мала, тому в більшості випадків нею нехтують і розглядають рідини як нестисливі з рівнянням стану

$$\rho = \text{const}.$$

Стисливість газів значно більша. Вирішення питання про те, треба чи ні при течіях газу враховувати стисливість, залежить від того, наскільки великі перепади температури та тиску можуть виникати в області яка розглядається.

Якщо немає зовнішніх джерел тепла та відсутнє об'ємне виділення тепла за рахунок поглинання променевої енергії або хімічних реакцій, то зміна температури і тиску викликається самим рухом газу і їх можна оцінити, використовуючи інтеграл Бернуллі. За відсутності масових сил інтеграл Бернуллі має вигляд:

$$\frac{V^2}{2} + \int \frac{dp}{\rho} = const, \quad (1.5)$$

де

$V$  - швидкість руху газу,  $м/с$ .

Якщо густина газу залежить лише від величини тиску, то такий газ називається баротропним. Для ізоентропічної течії баротропного газу інтеграл Бернуллі зводиться до рівняння Бернуллі:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p}{\rho} = const. \quad (1.6)$$

За допомогою рівнянь (1.1) , (1.4) з рівняння (1.6) можна дійти до висновку, що найбільші температура  $T_o$ , густина  $\rho_o$  , і тиск  $p_o$  будуть встановлюватися в точці де швидкість  $V=0$ . Ця точка називається точкою гальмування, а  $T_o, \rho_o, p_o$  -відповідно **температурою, густиною та тиском** гальмування.

Швидкість звуку, тобто швидкість розповсюдження малих збурень в газі, залежить від параметрів газу:

$$a = \sqrt{k \cdot p / \rho} = \sqrt{kRT}$$

Для характеристики умов прояву стисливості газу використовують відносну величину  $M=V/a$ , яка називається числом Маха.

Використання формули (1.4), (1.1), і (1.2) дозволяють встановити зв'язок між параметрами гальмування газу і відповідними параметрами в довільній точці потоку:

$$T_0 = T \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right); \quad (1.7)$$

$$\rho_0 = \rho \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}; \quad (1.8)$$

$$p_0 = p \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (1.9)$$

Аналіз рівняння (1.8) дозволяє зробити висновок, що при  $(k-1)M^2/2 \ll 1$  зміною густини можна знехтувати. Для кількісної оцінки зміни густини розкладають вираз в рівнянні (1.8) в біноміальний ряд:

$$\rho_0 = \rho \cdot \left[ 1 + \frac{M^2}{2} + \frac{2-k}{2} \cdot M^4 \dots \right] \quad (1.10)$$

Якщо у виразі (1.10) взяти лише один доданок, то отримаємо рівняння Бернуллі для нестисливого газу:

$$p + \rho \frac{V^2}{2} = p_0,$$

яке можна безпосередньо отримати з (1.5) при  $\rho = const$ .

Таким чином, рух газу з швидкостями, значно меншими за швидкість звуку, можна розглядати як рух нестисливої рідини, а при швидкостях, порівнюваних з швидкістю звуку та більшими за неї, необхідно враховувати стисливість.

Рівняння неперервності для потоку стисливого газу в каналі змінного вздовж його довжини перетину має вигляд

$$\rho V_{cp} \sigma = const, \quad (1.11)$$

де

$V_{cp}$  - середня швидкість газу, що проходить через переріз каналу площею  $\sigma$ .

Рівняння (1.11) показує, що масові витрати газу вздовж потоку незмінні. Для нестисливої рідини рівняння неперервності має вигляд:

$$V_{cp} \sigma = const. \quad (1.12)$$

Більшість досліджень обтікання твердих тіл та їх силової взаємодії з потоком проводять на лабораторних установках, що називаються аеродинамічними трубами (АТ). Використання АТ базується на принципі обернення руху, згідно якого картина взаємодії тіла і потоку, що його обтікає, не зміниться від того чи потік набігає на нерухоме тіло, чи тіло рухається в нерухомому середовищі.

За конструктивними ознаками аеродинамічні труби можна розбити на два класи:

- а) труби незамкненого типу (з незамкненим потоком, рис. 1.1, а);
- б) труби замкненого типу (з замкненим потоком, рис. 1.1, б).

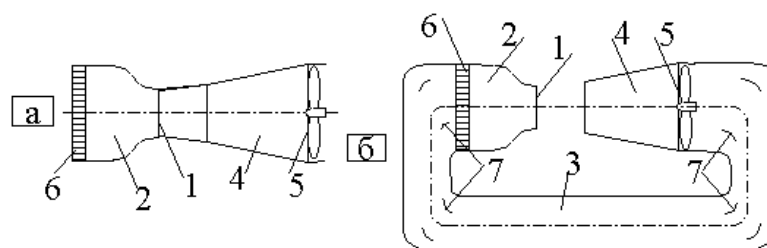


Рис.1.1 Аеродинамічні труби

1-робоча частина; 2-сопло; 3-зворотній канал; 4-дифузор; 5-вентилятор; 6 - решітка для вирівнювання потоку ; 7-поворотні лопатки.

За видом робочої частини АТ діляться на труби з відкритою робочою частиною (рис. 1.1, а) і АТ з закритою робочою частиною (рис. 1.1, б).

АТ з відкритою робочою частиною зазвичай замкненого типу, АТ з відкритою робочою частиною мають ряд переваг: зручність установки моделей, спостереження і проведення експериментів. Вони також більш економічні. Проте вони займають більшу в порівнянні з АТ з незамкненого типу площу і в них складно забезпечити малий рівень турбулентності потоку.

В залежності від швидкості потоку в робочій частині АТ можуть бути: дозвукові ( $0 < M < 0.8$ ), білязвукові і трансзвукові ( $0.8 < M < 1.2$ ); надзвукові ( $1.2 < M < 5$ ), гіперзвукові ( $M > 5$ ).

В аеродинамічних лабораторіях можуть встановлюватись дозвукові АТ замкненого типу з відкритою робочою частиною і АТ незамкненого типу з закритою робочою частиною.

При виконанні лабораторних робіт доводиться вимірювати *абсолютний тиск, різницю тисків, надлишковий тиск, розрідження*.

**Абсолютний тиск** - це тиск, який відраховується від вакууму. Саме цей тиск використовують у більшості теоретичних формул.

Різницею тисків називають різницю між тисками в двох різних точках.

**Надлишковий тиск** - це різниця між абсолютним і атмосферним барометричним тиском. Від'ємний надлишковий тиск називають *розрідженням*.

Для вимірювання абсолютного тиску використовують прилади, що називаються *барометрами*. Говорити про принцип дії барометрів доцільніше після того, як усвідомлений принцип дії манометрів – приладів, призначених для вимірювання різниці тисків. За принципом дії ці прилади діляться на такі типи:

а) *рідинні манометри*;

б) *манометри механічного типу з пружним чутливим елементом*;

в) *електричні датчики тиску*.



Для вимірювання надлишкових тисків, розрідження і різниць тисків в аеродинамічній лабораторії авіаційного університету використовують U-подібний рідинний манометр (рис.1.2). Він складається з двох вертикальних скляних трубок з'єднаних між собою і заповнених рідиною.

До обох трубок підводять тиски, різницю яких треба виміряти.

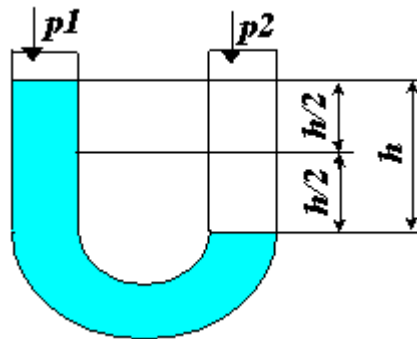


Рис.1.2. Схема U – подібного рідинного манометра

Рівновага вздовж вертикалі стовпчика рідини з висотою, що дорівнює різниці рівнів рідини в трубках потребує рівності ваги стовпчика і сил тисків, що діють на поверхні рідини в трубках. З цього випливає

$$\Delta p = p_1 - p_2 = \frac{\gamma h f}{f} = \gamma h, \quad (1.13)$$

де:

$h$  - висота стовпчика рідини;

$f$  - площа перетину трубки;

$\gamma$ - питома вага рідини. Різниця тисків зазвичай вимірюється в міліметрах стовпчика рідини, якою заповнена трубка. В лабораторії для вимірювання  $\Delta p$  використовують спирт або воду.

Для вимірювання малих надлишкових тисків і різниць тисків використовують мікроманометр ММН (мікроманометр нахилений). Цей мікроманометр являє собою рідинний U-подібний манометр, у якого одна з трубок має значно більший перетин (бачок), ніж інша (рис.1.3). Більший тиск завжди підводиться до бачка.

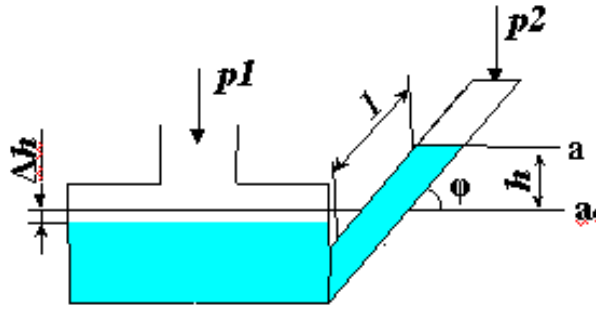


Рис.1.3. Схема рідинного мікроманометра з нахиленою трубкою

Різниця тисків пов'язана з різницею рівнів співвідношенням:

$$\Delta p = \gamma(h_1 + h_2), \quad (1.14)$$

де:

$\gamma$  - питома вага рідини;

$h_1$  - висота, на яку піднявся рівень рідини в вузькій трубці;

$h_2$  - висота, на яку опустився рівень рідини в бачку. При цьому меніск поверхні рідини у вузькій трубці перемістився вздовж трубки на величину  $l$ . Зміни висот рівнів розглядаються по відношенню до стану, який відповідає нульовій різниці тисків. Очевидно, що  $h_1 = l \sin \varphi$ .

Об'єм рідини, який витіснився з бачка при опусканні рівня на  $h_2$  дорівнює об'єму рідини, яка заповнила вузьку трубку при підйманні рівня на  $h_2$ , тобто:

$$h_2 F = l f.$$

З останнього рівняння випливає, що  $h_2 = l f / F$ .

Підстановка виразів для  $h_1$ ,  $h_2$  в вираз (1.14) приводить до:

$$\Delta p = \gamma \cdot (\sin \varphi + f/F) \cdot l \quad (1.15)$$

Якщо ввести позначення  $K = \gamma(\sin \varphi + f/F)$ ,  $l = (a - a_0)$ , то вираз для знаходження різниці тисків за показаннями мікроманометра набуде простого вигляду

$$\Delta p = K \cdot (a - a_0), \quad (1.16)$$

де

$a_0$  - показання мікроманометра при нульовій різниці тисків,

$a$  - показання мікроманометра під час вимірювання різниці тисків.

Значення коефіцієнту  $K$  залежить від питомої ваги рідини, якою заповнений мікроманометр, співвідношення площ перетинів вимірювальної трубки і бачка, кута нахилу вимірювальної трубки до площини горизонту.

Для встановлення вимірювальної трубки на потрібний кут до плити (основи) мікроманометра прикріплена дуга з п'ятьма отворами, що

відповідають певним кутам нахилу вимірювальної трубки. На дузі проти кожного отвору нанесені значення постійної приладу  $K$ .

На табличці, що прикріплена до мікроманометра, вказана питома вага спирту, якій відповідають значення постійної  $K$ , що нанесені на дузі. На тій же табличці вказана розмірність  $K$  ( $\text{кГс/м}^2$ ). Якщо питома вага спирту, яким заповнено мікроманометр буде відрізнятися від вказаної, то необхідно вказані значення  $K$  помножити на множник  $k=\gamma_1/\gamma_0$ ,

де

- $\gamma_0$  - питома вага спирту, вказана на табличці;
- $\gamma_1$  - питома вага спирту реально залитого в мікроманометр.
- Оскільки значення постійної  $K$  залежать від кута між вимірювальною трубкою та горизонтальною площиною, то перед вимірюваннями необхідно встановити плиту мікроманометра строго горизонтально. Для цього в плиті встановлені регулюючі гвинти, для регулювання положення плити, і два рідинні рівні, для контролю горизонтальності.

Мікроманометр може вимірювати різницю тисків тільки в тому випадку, якщо більший тиск підводиться до бачка і, відповідно, менший до вимірювальної трубки.

Більш детальний опис мікроманометра наведений у додатку.

Тиск вимірюють або на поверхні твердих тіл, або в потоці рідини чи газу.

Вимірювання тиску на поверхні твердого тіла полягає в тому, що на поверхні тіла роблять невеликий отвір (*діаметром приблизно 0,2 мм*) і з'єднують його з манометром.

Вимірювання тиску в потоці виконується за допомогою манометра, з'єданого з приймачем тиску, який розташовують в тій точці потоку, де вимірюють тиск. Далі в тексті індекс "*i*" використовують для того щоб підкреслити, що вимірювання пов'язані з певною точкою.

При дослідженнях стаціонарних течій розглядають:

- **статичний тиск** -  $p_i$  - тиск, який би вимірював прилад (*барометр*), рухаючись разом з частками газу з однаковою з ними швидкістю;
- **повний тиск** -  $p_0$  (*або тиск гальмування*) - тиск, який виник би, в точці вимірювання внаслідок ізоентропічного гальмування потоку;
- **динамічний тиск** -  $q_i$  (*або швидкісний напір*) - різниця між повним і статичним тиском. З рівняння Бернуллі для нестисливого потоку випливає, що динамічний тиск пов'язаний з густиною та швидкістю потоку співвідношенням  $q_i=0,5 \rho_i V_i^2$ .

Якщо значення тисків та інших параметрів газу відносяться до незбуреного потоку, то замість індексу “*i*” пишуть значок нескінченності “ $\infty$ ”.

Основна вимога до конструкції приймачів тиску полягає в тому, щоб вони мінімально збурювали потік.

В якості приймача статичного тиску в дозвукових потоках використовують насадок Прандтля. Це пустотіла циліндрична трубка з зовнішнім діаметром  $d$  та з обтічним закритим носком у вигляді напів-сфери. На бічній поверхні насадку на відстані  $(3-8)d$  від носка, де тиск стає рівним тиску незбуреного потоку, висвердлюється 4-8 отворів діаметром  $0,1d$  або робиться щілина. Отвори рівномірно розташовуються вздовж лінії перетину бічної поверхні насадку і площини, перпендикулярної до осі насадку.

В якості приймача повного тиску використовують насадок Піто. Це циліндрична трубка з приймальним отвором, оберненим проти потоку.

Для отримання значення швидкості потоку зазвичай вимірюють різницю повного і статичного тисків. Найбільш поширеним приладом для вимірювання різниці тисків є комбінований насадок Піто-Прандтля (рис. 1.4.).

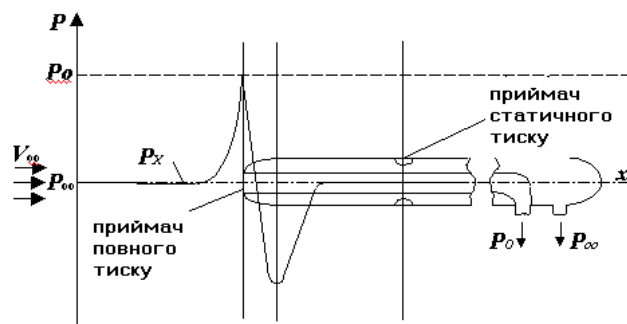


Рис.1.4. Схема комбінованого насадка

Насадок складається з двох трубок, які концентрично розташовані одна в іншій і утворюють камери статичного і повного тисків. Якщо камери повного і статичного тисків з'єднати з мікроманометром, то він зафіксує різницю між повним  $p_i$  статичним  $p_\infty$  тисками. Приймаючи до уваги, що у внутрішній трубці  $V=0$ , з рівняння Бернуллі отримаємо вираз для повного тиску у вигляді:

$$p_0 = p_\infty + \frac{\rho_\infty \cdot V_\infty^2}{2} (1 + \varepsilon),$$

звідки

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2(p_0 - p_\infty)}{\rho_\infty (1 + \varepsilon)}}, \quad (1.17)$$

де

$\varepsilon = \frac{M_{\infty}^2}{4} + \frac{3M_{\infty}^4}{40} + \dots$ , поправка для врахування стисливості.

Для чисел  $M_{\infty}$ , що не перевищують 0,75 наближено приймають

$$\varepsilon = \frac{M_{\infty}^2}{4}, \text{ тоді } p_0 - p_{\infty} = q_{\infty} \cdot \left(1 + \frac{M_{\infty}^2}{4}\right) = \frac{\rho_{\infty} \cdot a_{\infty}^2}{2} \cdot M_{\infty}^2 \cdot \left(1 + \frac{M_{\infty}^2}{4}\right)$$

$$\text{звідки } M_{\infty} = \sqrt{2} \cdot \sqrt{\sqrt{\frac{2(p_0 - p_{\infty})}{\rho_{\infty} a_{\infty}^2} + 1} - 1}, \quad a_{\infty}^2 = k \cdot R T_{\infty} \\ V_{\infty} = M_{\infty} \cdot a_{\infty}$$

Останні формули дозволяють вираховувати величини  $M_{\infty}, a_{\infty}, V_{\infty}$ , виходячи з значень величин  $\rho_0, p_{\infty}, T_{\infty}$ , які безпосередньо вимірюються.

Для нестисливого потоку  $\varepsilon = 0$  і вираз (1.17) матиме вигляд

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2(p_0 - p_{\infty})}{\rho_{\infty}}} \quad (1.18)$$

Враховуючи вирази (1.16), (1.18) і вводячи коефіцієнт градування  $\xi$  для насадка, отримаємо кінцеву робочу формулу для визначення швидкості потоку за допомогою насадка і мікроманометра.

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2(a - a_{\infty}) \cdot C}{\rho_{\infty}}} \quad (1.19)$$

де

$\rho_{\infty}$  - густина повітря,  $(a - a_{00})$  - різниця показань на скляній трубці мікроманометра,  $C = K \xi$  - узагальнений коефіцієнт повітряного насадка і мікроманометра.

### Порядок виконання роботи.

Вимірювання тиску повітряного потоку в різних перетинах АТ виконують при фіксованих режимах роботи вентилятора, тобто при постійних значеннях напруги  $U$  та струму  $I$  в електричному колі живлення вентилятора (*потужність приводу  $N = const$* ).

**1.** Комбінований насадок встановлюють в робочій частині АТ паралельно осі, вздовж якої направлена швидкість потоку, і за допомогою гнучких шлангів з'єднують з мікроманометром.

**2.** Вимірюють площі поперечного перерізу АТ в місцях, де встановлені приймачі статичного тиску. Доцільно вимірювання проводити на вході та виході сопла, на вході та виході дифузора, в зворотному каналі.

**3.** Встановлені в різних перерізах АТ приймачі статичного тиску попарно з'єднують за допомогою гнучких шлангів з іншим мікроманометром.

4. Швидкість повітряного потоку в робочій частині АТ підраховують за різницею тисків, виміряною за допомогою мікроманометра, використовуючи формулу (1.19). Необхідне для підрахунків значення густини повітря визначають з рівняння стану (1.1), попередньо вимірюючи температуру і тиск повітря в лабораторії за допомогою термометра і барометра відповідно.

5. Повторить вимірювання швидкості потоку в робочій частині АТ, від'єднавши канал статичного тиску комбінованого насадку від мікроманометра. Порівняти результати вимірювання з результатами п.4 для обґрунтування висновку про рівність між статичним тиском в робочій частині АТ і тиском в приміщенні лабораторії.

6. Різниці статичних тисків повітряного потоку в різних перетинах АТ, вимірюють за допомогою мікроманометра з використанням формули (1.16).

7. Використовуючи результати розрахунків з п. 2, 5 і рівняння неперервності (1.12), підраховують швидкість повітряного потоку в різних перерізах АТ.

8. Визначити параметри гальмування потоку, використовуючи параметри потоку в робочій частині АТ.

В результаті виконання лабораторної роботи та аналізу отриманих результатів студент повинен **вміти**:

1. Використовуючи рівняння Бернуллі та неперервності, пояснювати принцип дії і конструкцію аеродинамічних труб. Пояснювати призначення їх окремих частин.

2. Пояснювати принцип дії і конструкцію приладів для вимірювання тисків і приймачів повітряного тиску.

3. Вимірювати параметри гальмування повітряного потоку.

4. Вимірювати тиск і різниці тисків в потоці рідини або газу за допомогою мікроманометра і приймача повітряного тиску.

5. Підраховувати швидкість повітряного потоку, використовуючи рівняння Бернуллі і рівняння неперервності.

### Список рекомендованої літератури

#### 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 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 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 І, 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 по дисципліні «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 2 Електронний конспект лекцій по дисципліні.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів»

Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”.

#### **Додаток: Порядок підключення мікроманометра при виконанні вимірювань**

Мікроманометр з нахиленою трубкою ММН.

Загальний вигляд мікроманометра зображений на *рис.Д.1*.

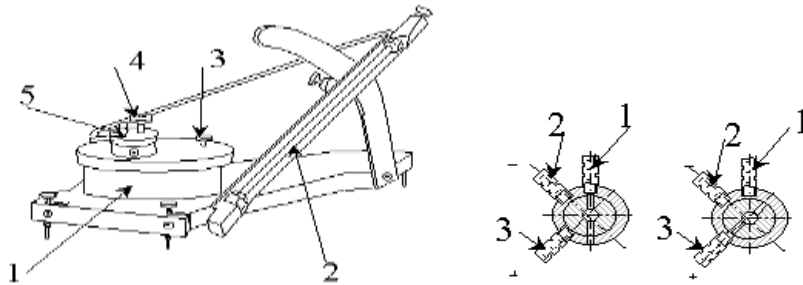


Рис.Д.1 Мікроманометр з нахиленою трубкою, перетин трьохходового крана

Мікроманометр складається з резервуара (бачок) *1* і вимірювальної трубки *2*. На резервуарі прикріплені трьохходовий кран *5*, заливна пробка *3* і регулятор нульового положення меніска *4*, який служить для встановлення меніска рідини у вимірювальній трубці на нульовій рисці шкали.

На трьохходовому крані (*рис.Д.2*) є штуцери *1, 2* і *3*. Штуцер *1* використовується для постійного приєднання крана до скляної трубки. При роботі з приладом підвищений тиск підводиться до штуцера *3*, а знижений - до штуцера *2*.

При повороті пробки крана проти годинникової стрілки до упору резервуар і вимірювальна трубка з'єднуються з атмосферою (*рис.Д.2.а.*), а отвори штуцерів *2* і *3* перекриваються. При цьому положенні перевіряється нульове показання приладу

При повороті пробки за часовою стрілкою до упору (*рис.Д.2.б.*) штуцер *3* з'єднується з резервуаром, штуцер *2* з'єднується з штуцером *1* і через нього - з скляною трубкою, а отвір, що з'єднує резервуар з атмосферою, перекривається.

Під час вимірювання різниці тисків мікроманометр повинен бути виставлений строго горизонтально, для чого в корпусі мікроманометра є два рівня.

Для встановлення вимірювальної трубки на потрібний кут нахилу до плити мікроманометра прикріплена дуга з п'ятьма отворами, що відповідають певним кутам нахилу вимірювальної трубки. На дузі проти кожного отвору нанесені значення постійної *К* приладу (*0,2; 0,3; 0,4; 0,6; 0,8*).



## ЛАБОРАТОРНА РОБОТА № 2

### ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗПОДІЛУ ТИСКУ ПО ПОВЕРХНІ КУЛІ І КРУГОВОГО ЦИЛІНДРА

#### Мета роботи:

- експериментальне дослідження розподілу коефіцієнта тиску по поверхні кругового циліндра і кулі при різних числах Рейнольдса;
- порівняння експериментального розподілу тиску по поверхні кругового циліндра і кулі з теоретичним;
- визначення залежності коефіцієнта опору за результатами експериментальних досліджень.

Перед тим, як приступити до виконання лабораторної роботи, курсант повинен **вміти**:

- вимірювати перепад тисків, динамічний тиск у повітряному потоці і статичний тиск на поверхні моделі;
- обчислювати за виміряним перепадом тисків швидкість повітряного потоку і число  $Re$ ;
- обробляти матеріали дослідів, будувати графіки.

Література: [1.2.3.4]

### 1. Необхідні теоретичні відомості та співвідношення

Експериментальне дослідження розподілу тиску по поверхні тіла, що обтікається повітряним потоком, дозволяє з'ясувати фізичну картину того обтікання, перевірити правомочність теорії, визначити різні характеристики тіла. Зокрема куля і циліндр відносяться до незручнообтічних тіл і їх лобовий опір в основному визначається розподілом тиску по поверхні.

Величина тиску (*нормальної напруги*) в різних точках поверхні тіла

$P = \lim_{\Delta S \rightarrow 0} \frac{\Delta p}{\Delta S}$  залежать від геометричних параметрів тіла, швидкості потоку, температури, статичного тиску у потоці.

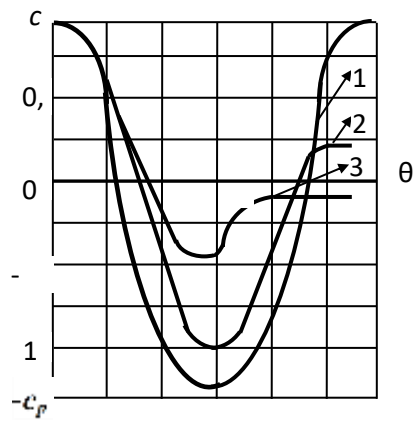
Для виключення впливу умов проведення експерименту (*швидкості, розмірів моделі, температури та статичного тиску у потоці*) на розподіл тиску по поверхні тіла використовується не абсолютний статичний тиск  $P_i$ , а

$$\text{коефіцієнт тиску } C_p = \frac{P_i - P_\infty}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}} \quad (1)$$

де

$P_\infty$  - статичний тиск у набігаючому потоці;

$\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} = q_\infty$  динамічний тиск у набігаючому потоці.



Відомі теоретичні розв'язання задачі обтікання кулі і циліндра потенціальним потоком ідеальної рідини. Коефіцієнт тиску на поверхні кулі і циліндра залежать тільки від місця розташування точки, що досліджується, (від кута  $\theta$  між радіусом, який проведено до точки, й напрямком потоку).

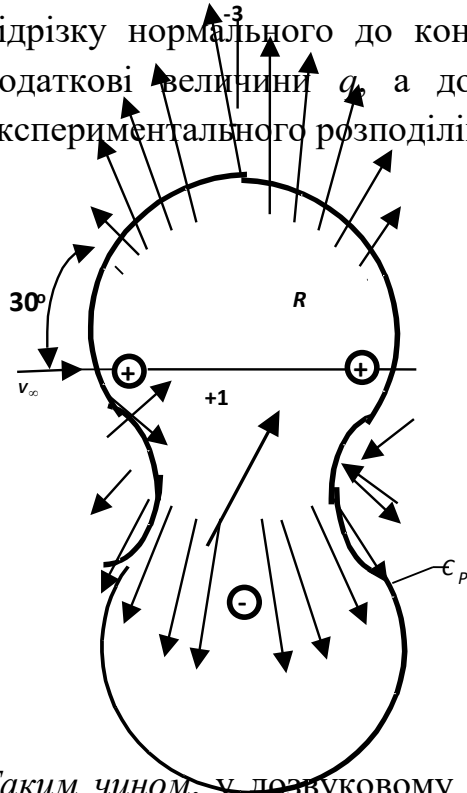
Для кулі

$$C_{p\xi} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\theta); \quad (2)$$

для циліндра

$$C_{pn} = 1 - 4 \sin^2 \theta. \quad (3)$$

Графічно коефіцієнт  $C_p$  будують як  $C_p = f(\theta)$  (рис. 1), або у вигляді відрізка нормального до контуру тіла – в середину контуру і складають додаткові величини  $q$ , а додатні від'ємні). Порівняння теоретичного і експериментального розподілів коефіцієнтів



Таким чином, у дозвуковому потоці сила лобового опору  $X_a$  складається з опору тертя у пограничному шарі  $X_{a\text{тер}}$  і опору тиску  $X_{a\text{тис}}$ , що обумовлений розподілом тиску по поверхні тіла, тобто

$$X_{x_a} = X_{a_{\text{тер}}} + X_{a_{\text{пр тис}}}.$$

У даній лабораторній роботі вимірюється тільки тиск на поверхні кулі і циліндра, то можна визначити тільки ту частину опору, яка обумовлена силами тиску.

Практично зручно користуватися коефіцієнтом сили лобового опору

$$c_x = \frac{X_a}{Sq_{cx}}$$

де

$S$  – характерна площа моделі (*площа міделевого перерізу*). Коефіцієнт лобового опору залежить від структури пограничного шару (*ламінарний чи турбулентний*), від числа  $Re = \frac{V_{\infty} d}{\nu}$ , де  $\nu$  - кінематичний коефіцієнт в'язкості,  $d$  - діаметр міделевого перерізу

Для кругового циліндра силу лобового опору можна визначити за формулою

$$X_{a_{\text{пр тис}}} = \int_S (p_i - p_{\infty}) \cos \theta dS,$$

де

$S$  – площа бічної поверхні циліндра.

Тоді

$$C_{x_{a_{\text{пр тис}}}} = \frac{X_{a_{\text{пр тис}}}}{Sq_{\infty}} = \frac{1}{Sq_{\infty}} \int_S (p - p_{\infty}) \cos \theta dS.$$

Для циліндра довжини  $L$  характерна площа поперечного обтікання  $S = Ld$ , а оскільки  $dS = L R d\theta$ , то

$$C_{x_{\text{пр тис}}} = \int_0^{\pi} c_p \cos \theta d\theta.$$

Цей інтеграл зручно обчислювати методом графічного інтегрування, для чого треба побудувати графік підінтегральної функції  $C_p \cos \theta$  від кута  $\theta$  (рис. 4).

Величина  $C_p$  обчислюється за формулою

$$C_{x_p} = \frac{F_1 - F_2}{m \cdot n},$$

де

$F_1, F_2$  [см<sup>2</sup>] площі, показані на рис.4,  $m, n$  – масштабні коефіцієнти, які чисельно дорівнюють відріzkам (у см) одиниць вимірювання  $C_p \cos \theta$  та  $\theta$  відповідно (див. рис.4).

## Послідовність виконання роботи

Найбільш розповсюджений метод дослідження розподілу тиску по поверхні тіла (кулі, циліндра) – метод дренажування. На поверхні тіла знаходиться дренажний отвір, розташований у вертикальній площині. Повертаючи кулю чи циліндр навколо осі перпендикулярно діаметральній насадці, отримаємо розподіл тиску по їх поверхнях в залежності від кута  $\theta$ . Для відрахунку кутів повороту існує стрілка-вказівник і круговий лімб.

При вимірюванні перепаду тиску за допомогою дренажної моделі і мікроманометра й динамічного тиску за допомогою приймача повітряного тиску і мікроманометра коефіцієнт тиску визначається за формулою

$$C_p = \frac{(a - a_0)_1 \cdot k K_p}{(a - a_0)_k \cdot k_k \xi_k \mu},$$

де індекс “ $p$ ” відноситься до замірів на поверхні моделі, індекс “ $k$ ” до замірів динамічного тиску для набігаючого потоку.

Дослідження впливу числа  $Re$  на розподіл тиску на кулі і розподіл тиску і коефіцієнтів лобового опору  $C_{kp}$  циліндра проводиться шляхом продування моделі в аеродинамічній трубці при різних швидкостях потоку. Експеримент проводиться при зміщенні положення дренажного отвору у діапазоні від  $0$  до  $180^\circ$  через  $20^\circ$  в наступній послідовності:

1. Увімкнути трубу і встановити заданий режим роботи.
2. Записати показання мікроманометра при зміщенні кута усталовленого дренажного отвору  $\theta$  при різних режимах роботи (при заданих швидкостях потоку, тобто при різних числах  $Re$ ).
3. Провести розрахунок  $C_p$ ,  $V_\infty$ ,  $Re$  за робочими формулами і розрахунок  $C_{pT}$  за формулами (1(3).2).
4. Побудувати графіки залежності  $C_p = f(\theta)$  при різних числах  $Re$  і  $C_{pT} = f(\theta)$  для кулі і циліндра.
5. Побудувати для циліндра графіки  $C_p \cos \theta = f(\theta)$  при різних числах  $Re$ .
6. Методом графічного інтегрування обчислити величини  $C_{x_{p \text{ тис}}}$  циліндра при різних числах  $Re$  і побудувати графіки залежності  $C_{x_{p \text{ тис}}} = f(Re)$ .

## РОБОЧІ ФОРМУЛИ

$$C_p = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} = \frac{(a - a_0)_p \cdot k_p}{(a - a_0)_k \xi_k k_k \mu}; V_\infty = \sqrt{\frac{2}{\rho} (a - a_0)_k \xi_k \mu};$$

$$Re = \frac{V_\infty \cdot d}{\nu}; C_{x_p} = \frac{F_1 - F_2}{\nu}.$$

### *Умови проведення експерименту*

$Re$ [Па]	$t$ [°C]	$\rho$ [ $\frac{кг \cdot c^2}{м^4}$ ]	$\nu$ [ $\frac{м^2}{с}$ ]	$k_k$	$k_p$	$\xi_k$	$\mu_{\xi_{яя}}$	$dy$ [м]	$d_k$ [м]

### *Протокол результатів вимірювань та розрахунків (2)*

$$(a-a)_k = \quad V_{\infty} = \quad Re = \frac{V_{\infty} d}{\nu}$$

$\theta$ [гр]	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180
$\theta$ [рад]										
$(a - a_0)$										
$C_p$										
$\cos\theta$										
$C_p \cos\theta$										
$Cx_p =$										
$C_{pT}$										

Таких протоколів повинно бути 4 (2 для кулі при різних числах і 2 для циліндра).

## ЛАБОРАТОРНА РОБОТА № 3 ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНОГО ЧИСЛА РЕЙНГОЛЬДСА КУЛІ ТА ПОЧАТКОВОЇ ТУРБУЛЕНТНОСТІ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ

### Мета роботи:

- визначити критичне число Рейнольдса ( $Re$ ) кулі;
- визначити ступінь початкової турбулентності потоку у АТ.

Перед тим, як приступити до виконання лабораторної роботи, студент повинен **вміти**:

- визначати у повітряному потоці перепади тисків за допомогою приймачів повітряного тиску та мікроманометрів;
- обчислювати за виміряним перепадом тисків швидкість повітряного потоку і число  $Re$ ;
- обробляти матеріали дослідів, будувати графіки.

Література: [1.2.3.7]

### 1. Необхідні теоретичні відомості та співвідношення

Кінематичні і динамічні характеристики потоку, що обтікає тверде тіло, суттєво залежать від декількох безрозмірних величин – критеріїв динамічної подібності (число  $Re$ ,  $M$  і  $m_i$ ).

Значення критеріїв подібності, при яких при маленьких значеннях критерія суттєво змінюються характеристики потоку, називають *критичними*, а саме явище – *кризою обтікання*.

Криза обтікання обумовлена різкими змінами фізичної картини обтікання. У аеродинаміці важливе значення має криза, обумовлена в'язкістю середовища. У певному діапазоні значень критерія подібності число  $Re$ , що характеризує співвідношення сил інерції і тертя, відбувається перехід ламінарної течії у турбулентну, при цьому зростає опір тертя.

В той же час значно зростає кінетична енергія пограничного шару, що приводить до зміщення точок відриву примежового шару до задньої критичної точки і зростанню тиску у кормовій частині тіла.

Зростання тиску у кормовій частині настільки велике, що розрідження при передкризовому обтіканні змінюється надлишковим тиском при після кризовому обтіканні, що зменшує силу лобового опору.

Таким чином, коефіцієнт лобового опору незручнообтічних тіл (*опір, в основному, за рахунок сил тиску*) у результаті кризи не тільки не зростає, як у зручно обтічних тіл (*опір, в основному, за рахунок сил тертя*), але навіть зменшується, зокрема при обтіканні, наприклад, у кулі у 3,4 рази.

Момент виникнення кризових явищ при обтіканні тіла (*перехід ламінарної течії у турбулентну*), що характеризується критичним числом  $Re_{кр}$ , залежить від ступеню початкової турбулентності потоку:

$$\varepsilon\% = \frac{\overline{V'}}{\overline{V}_{cp}} \cdot 100\%,$$

де

$V'$  – осереднене квадратичне відхилення швидкості від свого середнього значення

$$V_{cp} = \frac{1}{T} \int_{t-\frac{T}{2}}^{t+\frac{T}{2}} \overline{V} dt.$$

Ступінь турбулентності являє собою один з критеріїв подібності при дослідженні обтікання тіл.

При зміні ступеню турбулентності критичне число Рейнольдса  $Re_{кр}$  приймає різні значення. Ступінь початкової турбулентності потоку пов'язана з  $Re_{кр}$  залежністю

$$\varepsilon\% = 0,5 \exp(1 - Re_{кр} \cdot 10^{-5}).$$

Чим менше  $Re_{кр}$ , тим більше ступінь турбулентності (рис.1).

Визначити критичне число  $Re_{кр}$  і встановити ступінь турбулентності можна двома методами: за різким зростанням коефіцієнта  $C_p$  в області задньої критичної точки тіла, який з від'ємного до кризи стає додатним після кризи (рис. 2), тобто виміром перепаду тисків, або з різким зниженням коефіцієнта лобового опору  $C_{xp}$  шляхом виміру коефіцієнта лобового опору на аеродинамічних вагах (рис. 2.б).

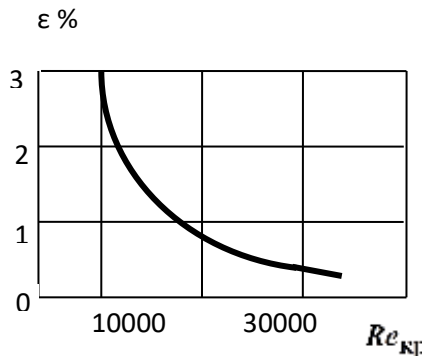


Рис.1 Залежність  $Re_{кр}$  від  $\epsilon$

Внаслідок великої чутливості характеру обтікання кулі до початкової турбулентності потоку в експериментальній аеродинаміці дослідження обтікання кулі використовується для визначення  $\epsilon$ .

Зміна початкової турбулентності потоку призводить до зміни розподілу тиску у кормовій частині кулі, що визначається полярними координатами  $\Theta = 150^\circ \dots 210^\circ$  ( $\Theta$  - кут між радіусом, проведеним до точки виміру, і напрямком потоку).

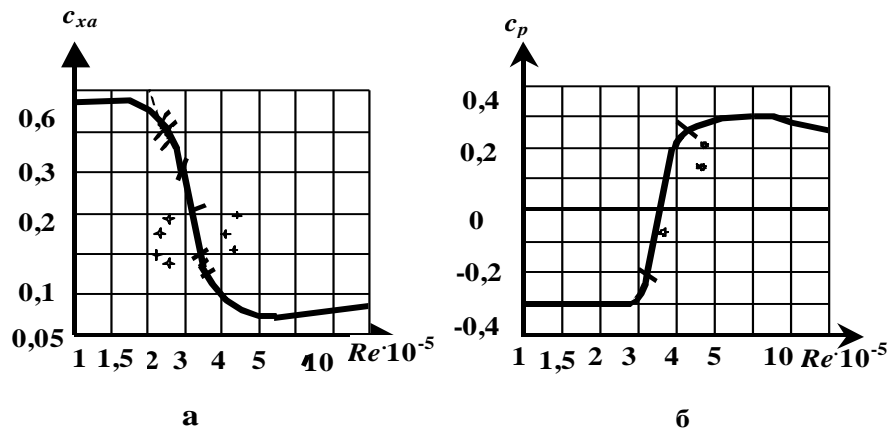


Рис. 2 Залежність коефіцієнтів:

*а – лобового опору ; б – тиску від числа  $Re$  для кулі*

Вимірюючи при різних швидкостях потоку у робочій частині аеродинамічної труби (різних числах  $Re = \frac{V_{cx} \cdot d}{\nu}$ ;  $d$  – діаметр кулі;  $\nu$  – коефіцієнт кінематичної в'язкості) перепад тиску у точці повного гальмування ( $\Theta = 0$ ) і у точці з полярною координатою  $\Theta = 157^\circ 30'$  можна побудувати залежність

$$\Delta C_p = \frac{P_0 - P_{\Theta=157^\circ 30'}}{\frac{\rho_{cx} V_\infty^2}{2}} = 1 - C_{pk} = f(Re), \quad (2)$$

де

$$C_{pk} = \frac{P_{\Theta=157^{\circ}30'} - P_{\infty}}{\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}} \quad (3)$$

За перепадом  $\Delta C_p = 1,22$ , як показують численні дослідження, визначається критичне число  $Re_{кр}$  (рис. 3). Ступень турбулентності визначається за формулою (1).

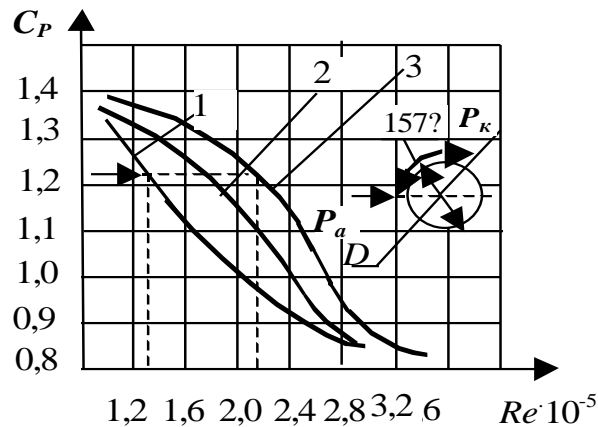


Рис. 3 Залежність  $C_p$  від числа  $Re$ :

1 –  $\varepsilon = 1,0\%$ ; 2 –  $\varepsilon = 1,5\%$ ; 3 –  $\varepsilon = 2,5\%$

### Послідовність виконання роботи

Визначення критичного числа  $Re_{кр}$  і початкової турбулентності  $\varepsilon$  проводиться шляхом продувки моделі кулі **дв** аеродинамічній трубі при різних швидкостях потоку (числа  $Re_{кр}$ ) в такій послідовності:

1. Встановити кулю у робочій частині АТ і виміряти перепад тисків при  $\Theta = 0$  і  $\Theta = 157^{\circ}30'$  при різних швидкостях потоку.
2. Обчислити  $\Delta C_{pk}$  за формулою (3),  $\Delta C_p$  за формулою (2) і число  $Re = \frac{V_{\infty}}{\nu}$ .
3. Побудувати залежність  $\Delta C_p = f(Re)$
4. За величиною  $\Delta C_p = \frac{P_{\Theta=0} - P_{\Theta=157^{\circ}30'}}{\rho \frac{V_{\infty}^2}{2}} = 1 - C_{pk}$   $\Delta C_p = 1,22$  на графіку  $\Delta C_p = f(Re)$  визначити  $Re_{кр}$ .
5. Розрахувати величину ступеню початкової турбулентності за формулою (1).

### РОБОЧІ ФОРМУЛИ

$$C_{pk} = \frac{P_{\Theta=157^{\circ}30'} - P_{\infty}}{\rho \frac{V_{\infty}^2}{2}} = \frac{(a - a_0)_{\Theta=157^{\circ}30'} k}{(a - a_0)_{\Theta=0} k}$$



$$Re = \frac{V_{\infty} \cdot d}{\nu}; V_{\infty} = \sqrt{\frac{2}{\rho}(a - a_0)_{\Theta=0} k}; \rho = 0,0474 \frac{B(\text{мм.рт.ст.})}{T}; \varepsilon = 5 \exp(1 - Re_{kp} \cdot 10^{-5}) /$$

### Умови проведення експерименту

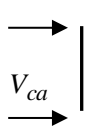


$B$ мм рт. ст.	$t$ °C	$\rho$ $\frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}$	$P_a$ Па	$\nu$ м <sup>2</sup> /с	$d_{\text{мід}}$ м	$\underline{k}$

Таблиця 1

Таблиця результатів вимірювань та розрахунків

№ п/п	$(a - a_0)_{\Theta=0}$	$V_{\infty}$	$Re$	$(a - a_0)_{\Theta=157^{\circ}30'}$	$C_{pk}$	$\Delta C_p$
1						
2						
3						
4						
5						

\*\*

Тіло	$(a - a_0)_{\Theta=0}$	$V_{\infty}$	$R_t$	$(a - a_0)_{\Theta=157^{\circ}30'}$	$C_{pk}$	$\Delta C_p$
						
						
						

і так ін.						

$a - a_0$	$q_{cx}(a - a_0)$	$\Delta x$

## ЛАБОРАТОРНА РОБОТА № 4 ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТІВ ЛОБОВОГО ОПОРУ ТІЛ РІЗНОЇ ФОРМИ

### Мета роботи:

- експериментальне визначення коефіцієнтів лобового опору тіл різної форми (диска, прямого і зворотнього конусів, кулі та інших) за допомогою вагів;
- побудувати графіки залежності коефіцієнта лобового опору тіл різної форми;
- проаналізувати вплив форми тіла на величину коефіцієнта лобового опору.

### Методичні рекомендації

Перш, ніж приступити до виконання лабораторної роботи, курсант повинен **вміти**:

- визначати у повітряному потоці перепади тисків за допомогою приймачів повітряного тиску і мікроманометрів;
- обчислювати за виміряним перепадом тисків швидкість повітряного потоку і число  $Re$ ;
- визначати силу лобового опору за допомогою вагів;
- обчислювати за даними експерименту коефіцієнт лобового опору;
- Обробляти матеріали дослідів, будувати графіки.

### 1 Необхідні теоретичні відомості та співвідношення

При обтіканні тіла потоком на нього з боку потоку діють сили тиску (нормальні до тіла) і сили тертя (дотичні до тіла), які можуть бути зведені в загальному випадку до головного вектора повної аеродинамічної сили  $\vec{R}_A$  і головного моменту  $M_{R_A}$ . Якщо обтікається вісі симетричне тіло при куті атаки  $\alpha = 0$ , то головний вектор аеродинамічної сили буде напрямлений вздовж осі тіла, а момент відносно точки, що лежить на осі, буде дорівнювати нулю. У цьому разі існує тільки проекція головного вектора аеродинамічної сили на напрямок потоку, яка називається силою лобового опору.

Сила лобового опору тіла при дозвуковій швидкості обумовлена силами тиску ( $X_{a\text{ тис}}$ ), тобто розподілом тиску по поверхні тіла та силами тертя ( $X_{a\text{ тер}}$ ). При обтіканні тіл, які мають кормовий зріз, лобовий опір від сил тиску зручно додатково розділити на донний опір  $X_{a\text{ дон}}$  та на опір обумовлений силами тиску на бічні поверхні, тобто

$$X_a = X_{a\text{ тис}} + X_{a\text{ дон}} + X_{a\text{ тер}}$$

Тіла, лінійний розмір яких значно більший за поперечний і основна складова сили опору за рахунок сил тертя, називають зручнообтічними.

Тіла, лінійний розмір яких менший чи дорівнює поперечному і основна складова опору за рахунок сил тиску, називають незручнообтічними.

В експериментальній аеродинаміці сила лобового опору визначається за допомогою формули

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S,$$

де

$C_{xa}$  - коефіцієнт лобового опору;  $S$  – характерна площа тіла.

Для тіла обертання за характерну площу приймають площу міделєвого перерізу ( $S_{mid}$ ), тобто площу того перерізу, проекція якого на площину, нормальну до напрямку руху, є найбільшою.

Коефіцієнт лобового опору можна визначити як

$$C_{xa} = \frac{X_a}{\frac{\rho V_\infty^2}{2} S_{mid}}.$$

Величина коефіцієнту лобового опору залежить від багатьох факторів, в першу чергу від форми тіла, типу пограничного шару, шорсткості поверхні, числа  $Re$ .

$$Re = \frac{V_\infty d_{mid}}{\nu},$$

де

$V_\infty$  - швидкість повітряного потоку;

$d_{mid}$  - діаметр тіла у міделєвому перерізі,

$\nu$  - коефіцієнт кінематичної в'язкості повітря.

При продувці тіл ваги вимірюють сумарну силу опору тіл  $Q$  і державки з розтяжкою  $\Delta X_a$ , тобто

$$Q = X_a + \Delta X_a.$$

Тому треба визначити  $\Delta X_a = f(q_{ca})$  і побудувати графік цієї залежності.

### **Послідовність виконання роботи**

У лабораторній роботі визначається сила лобового опору тіл різних форм з однаковою площею міделєвого перерізу.

1. Закріпити досліджене тіло на державці вагів.

2. Увімкнути АТ і при постійному режимі її роботи записати показання мікроманометра  $a - a_0$  вагів ( $Q$ ). Змінити швидкість потоку і знову зняти показання. Експеримент провести для 5...6 значень швидкості.

3. Таким же методом визначити силу опору державки з розтяжками  $\Delta X_a$  і побудувати залежність  $\Delta X_a = f(q_{ca}=f(a-a_0))k\xi$

### Робочі формули

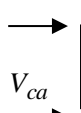


$$c_{xa} = \frac{X_a}{\frac{\rho V_\infty^2}{2} S} = \frac{Q - \Delta X_a}{(a - a_0) k \xi S_{mid}}; \quad Re = \frac{V_\infty \cdot d_{mid}}{\nu}; \quad V_{ca} = \sqrt{\frac{2}{\rho} (a - a_0) k \xi}.$$

### Сталі експерименту

$B$ мм рт.ст.	$t$ °C	$\rho$ $\frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}$	$P_a$ Па	$TK$	$\nu$ м <sup>2</sup> /с	$d_{mid}$ м	$S_{mid}$ м	$K$	$\xi$

Таблиця 1

### Таблиця результатів вимірювань та розрахунків

Тіло	$a - a_0$	$V_\infty$	$Re$	$Q$	$X_a$	$C_{xa}$
						
						
						

і так ін.						

$a - a_0$	$q_{\infty} \kappa \xi$	$\Delta X_a$

### Список рекомендованої літератури

#### 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 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 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 І «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 І, 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 по дисципліні «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
2. Електронний конспект лекцій по дисципліні.
3. Презентація окремих тем дисципліни.
4. Схеми та таблиці по темам дисципліни.
5. Зразки інформаційної та службової документації.
6. Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
7. Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів»
8. Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”