

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 1- Основні поняття і співвідношення аерогідрогазодинаміки.
Фізико-механічні властивості рідин і газів

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 22.08.2023 № 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» «ABIA», 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 1.4: Гіпотеза суцільності середовища. Принципи зворотності руху і моделювання в аеродинаміці

План лекції:

- 1 Гіпотеза суцільності середовища.
- 2 Принцип зворотності руху і моделювання в аеродинаміці.
- 3 Поняття про аеродинамічні труби і гідро лотки.

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 1.4: ГІПОТЕЗА СУЦІЛЬНОСТІ СЕРЕДОВИЩА. ПРИНЦИПУ ЗВОРОТНОСТІ РУХУ ТА МОДЕЛЮВАННЯ В АЕРОДИНАМІКИ

План лекції:

1.4.1 Гіпотеза суцільності середовища

1.4.2 Принцип зворотності руху і моделювання в аеродинаміці

1.4.3 Поняття про аеродинамічні труби і гідролотки

1.4.1 Гіпотеза суцільності середовища

Схему, яка замінює дискретну структуру повітря, яку ввів І. Ньютон, суцільним середовищем, вперше запропонував відомий учений Л. Ейлер у 1753 р.

Вона отримала назву гіпотези суцільності середовища. Застосування її значно полегшує дослідження законів руху повітря і дозволяє складати математичну модель. Як відомо, при нормальних умовах в 1мм^3 повітря міститься $2,7 \cdot 10^{16}$ молекул. Кількісну оцінку ступеня суцільності середовища запропонував вчений Кнудсен.

Критерієм оцінки суцільності середовища є число Кнудсена:

$$K_n = \frac{l_0}{L},$$

де

l_0 - довжина вільного пробігу молекул, м;

L - характерний розмір течії (довжина обтікаємого тіла), м.

Для характеристики ступеня розрідженості середовища в примежовому шарі зручніше використовувати відношення середньої довжини вільного пробігу молекул до товщини примежового шару:

$$K_{n\delta} = \frac{l_0}{\delta},$$

Товщина примежового шару залежить від характеру течії (числа Рейнольдса - Re) і ступеня стисливості повітря (числа Маха - M). Залежно від числа Кнудсена ($K_{n\delta}$) течію газу можна розділити на три основні області (рис 1.4.1):

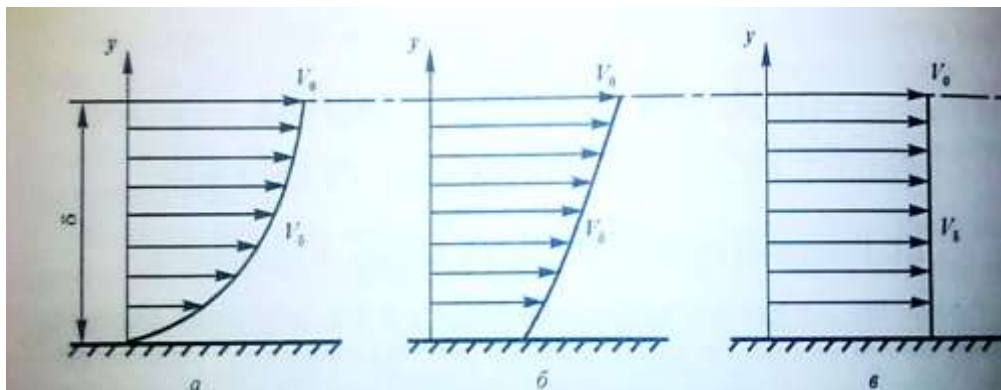
- 1 Якщо $K_{n\delta} \leq 0,01$, то середня довжина вільного пробігу молекул менше 1% від товщини примежового шару, течія вважається суцільною. В цьому випадку газодинамічні параметри повітря (ρ , T , V) є

безперервними величинами, а значить має місце область звичайної газової динаміки суцільної структури.

- 2 Якщо $0,01 \leq Kn\delta \leq 1$, то середня довжина вільного пробігу молекул мала в порівнянні з розміром обтікаемого тіла, але рівняється з товщиною прилежого шару. У цьому випадку течія називається течією з ковзанням.
- 3 Якщо $Kn\delta \geq 1$, то середня довжина вільного пробігу молекул більше або порівнянна з величиною товщини прилежового шару. У цьому випадку мається область вільно - молекулярних течій. У цій області елементарні частинки не взаємодіють між собою і прилежовий шар фактично відсутній.

Зі збільшенням висоти атмосфери в середовищі зменшується кількість молекул в досліджуваному об'ємі газу, а це призводить до зменшення силової взаємодії частинок повітря з обтікаємим тілом. Сили взаємодії між потоком і тілом є сумарний імпульс сили ударів частинок повітря по поверхні обтікаемого тіла.

На висотах $H \geq 80 \text{ км}$ в розрахунках враховується дискретна структура повітря.



течія суцільна // течія з ковзанням // вільно молекулярна течія

Рис 1.4.1 Схема гіпотези суцільності середовища

Необхідною умовою для диференціального обчислення параметрів і аеродинамічних сил при взаємодії повітря з тілом, є безперервність газодинамічних параметрів (ρ , T , p , V_x , V_y , V_z).

1.4.2 Принципи зворотності руху і моделювання в аеродинаміці

1.4.2.1 Принципи зворотності руху

Результат силового впливу повітряного потоку на обтікаєме тіло залежить від швидкості руху потоку та інших фізичних параметрів стану повітря. При цьому результат силової взаємодії не залежить від того, що рухається відносно землі: повітря чи обтікаєме тіло, а залежить від взаємного

переміщення обтікаємого тіла і повітря відносно один одного. Аеродинамічні сили залежать від швидкості відносного руху потоку і положення обтікаємого тіла в потоці (рис 1.4.2).

Таким чином, принцип зворотності руху полягає в тому, що аеродинамічні сили будуть абсолютно однаковими за величиною і за орієнтацією в просторі, чи рухається обтікаєме тіло в нерухомому повітряному середовищі чи повітряний потік обтікає нерухоме тверде тіло.

Даний принцип широко застосовується в реальних експериментальних дослідженнях. Застосування цього принципу дозволяє, направивши потік повітря на нерухоме тіло, легко змодельовати фізичну картину обтікання і спостерігати спектри обтікання навколо різних твердих тіл.

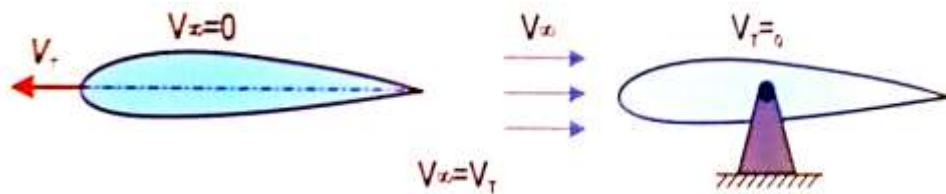


Рис 1.4.2 Схема зворотності руху повітряного потоку

1.4.2.2 Принцип моделювання в аеродинаміці

У аеродинаміці часто доводиться судити про сили, що діють на реальні тіла, за результатами досліджень їх моделей в експериментальних умовах. В цьому випадку можна визначити аеродинамічні сили і моменти що діють на реальний об'єкт за коефіцієнтами аеродинамічних сил і моментів, отриманих в експериментах на моделях, досліджуваних в аеродинамічних трубах (рис 1.4.3).

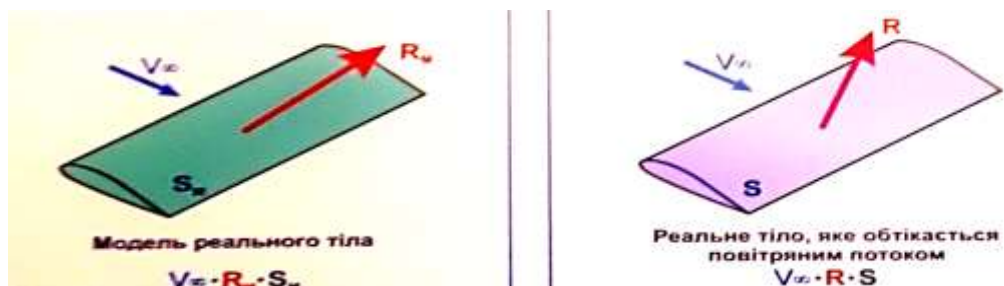


Рис 1.4.3 Схема моделювання обтікання

Реальне аеродинамічне тіло і геометрично подібна модель повинні бути розташовані однаково по відношенню до вектору швидкості потоку, що набігає. При цьому газодинамічні параметри газу повинні бути абсолютно однаковими.

В результаті силової взаємодії моделі і повітряного потоку в аеродинамічній трубі на моделі виникають аеродинамічні сили і моменти. За отриманими аеродинамічним силам моделі розраховуються коефіцієнти аеродинамічних сил за відомими формулами:

$$C_{R,m} = \frac{R_{a,m}}{q \cdot S_m}, C_{ya,m} = \frac{Y_{a,m}}{q \cdot S_m}, C_{xa,m} = \frac{X_{a,m}}{q \cdot S_m}$$

де

$R_w, Y_a, X_{a,m}$ - повна аеродинамічна сила, підйомна сила і сила опору моделі, H ;

$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ - швидкісний напір, $Па$;

ρ, V_∞ - масова щільність і швидкість незбуреного потоку $кг/м^3, м/с$

S_m - площа поверхні моделі, $м^2$;

$C_{R,m}, C_{ya,m}, C_{xa,m}$ - коефіцієнти результуючої аеродинамічної сили, підйомної сили і сили опору моделі.

За умови дотримання геометричної подібності моделі і реального об'єкта, а також рівності фізичних параметрів повітряного потоку, чисел Маха і Рейнольдса, величина аеродинамічних коефіцієнтів моделі і реального об'єкта буде однаковою:

$$C_R = C_{R,m}, C_{ya} = C_{ya,m}, C_{xa,m} = C_{xa}$$

За величиною аеродинамічних коефіцієнтів моделі можна визначити розмір аеродинамічних сил на реальному аеродинамічному тілі ($ЛА$)

$$R_a = C_{R,m} \cdot q \cdot S, Y_a = C_{ya,m} \cdot q \cdot S, X_a = C_{xa,m} \cdot q \cdot S$$

де

R_w, Y_w, X_a - аеродинамічні сили: результуюча, підйомна і сила опору реального $ЛА$, H .

S - площа поверхні реального $ЛА$, $м^2$;

$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ - швидкісний напір, $Па$.

1.4.3 Поняття про аеродинамічні труби і гідро лотки

Аеродинамічні експерименти проводяться в аеродинамічних трубах - дослідницького лабораторних експериментальних установках, в яких можна створити штучний регульований потік газу для продувки моделей $ЛА$ або реальних об'єктів і проводити дослідження фізичної картини обтікання і законів руху газу.

Залежно від поставленого завдання аеродинамічні дослідження проводяться в аеродинамічних трубах різної конструкції і призначення:

- труби малих швидкостей ($M < 0,5$);
- труби надзвукових швидкостей ($M > 1,0$);
- труби змінної щільності ($\rho = \text{var}$);
- труби натуральної величини LA ;
- труби спеціального призначення (*штопорні, вільного польоту, плазменні, димові*).

Перша аеродинамічна труба в Росії була побудована основоположником сучасної ракетно-космічної техніки К. Е. Ціолковським в 1887 р. в м Калуга.

Надалі аеродинамічні труби широко використовувалися в науково - дослідних цілях М. Є. Жуковським. Під його керівництвом в 1904 р. була побудована аеродинамічна труба діаметром $1,2 \text{ м}$ в Московському вищому технічному училищі ім. Баумана. Потім в 1918 р в ЦАГІ (м. Жуковський) була побудована труба діаметром 1 м зі швидкістю потоку до 20 м/с . Діаметр сучасних аеродинамічних труб сягає близько 20 м , де можна проводити дослідження LA натурної величини.

За способом отримання повітряного потоку аеродинамічні труби підрозділяються на:

- вентиляторні (*компресорні*); балонні;
- вакуумні; ежекторні;

Повітряні тракти аеродинамічних труб можуть виконуватися замкнутими і незамкненими (*рис 1.4.4 і рис 1.4.5*).

Аеродинамічна труба з незамкнутим контуром (*прямої дії*) складається з:

- колектора - 1;
- спрямляючі решітки - 2;
- робочої частини - 3;
- дифузора - 4;
- вентилятора - 5.

Колектор призначений для того, щоб на вході в робочу частину труби потік повітря поступав плавним, без завихрення. Для цього потік повітря в колекторі піддається великому стиску: площа поперечного перерізу на вході в **5-ть** і більше разів більша ніж площа перед спрямляючими решітками.

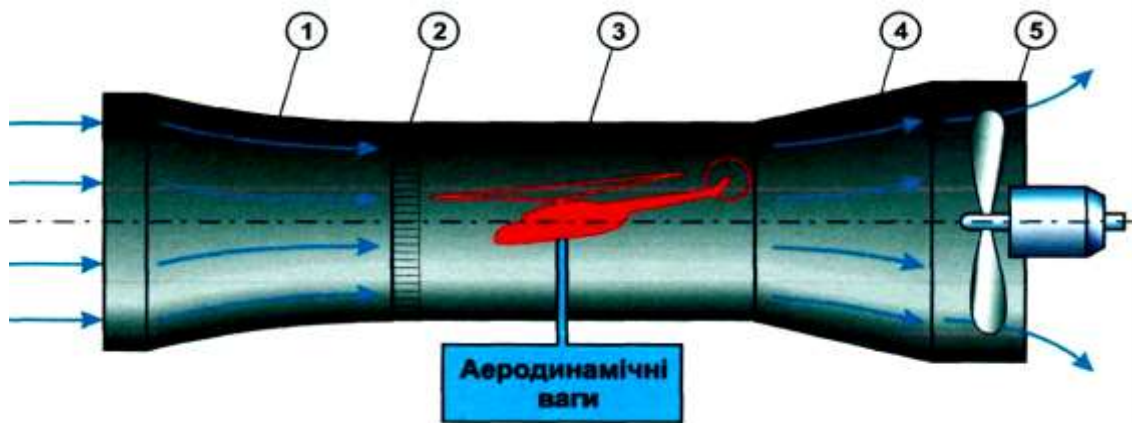


Рис 1.4.4 Аеродинамічна труба з незамкнутим повітряним контуром

Дифузор призначений для плавного зменшення швидкості потоку при підході до вентилятора, щоб знизити втрати енергії на тертя повітря об стінки труби і зменшити розрахунковий перепад тиску вентилятора.

Труби прямої дії можуть бути із закритою або відкритою робочою частиною і працювати на всмоктування або нагнітання. Такі труби прості за конструкцією, малогабаритні, але не економічні.

Аеродинамічні труби із замкнутим контуром, крім загальноприйнятих частин труби прямої дії, мають зворотний канал для циркуляції повітряного потоку і поворотні лопатки для зменшення завихрення на поворотах. Труби із замкнутим контуром значно економічніші, але громіздкі і мають велику турбулентність потоку.

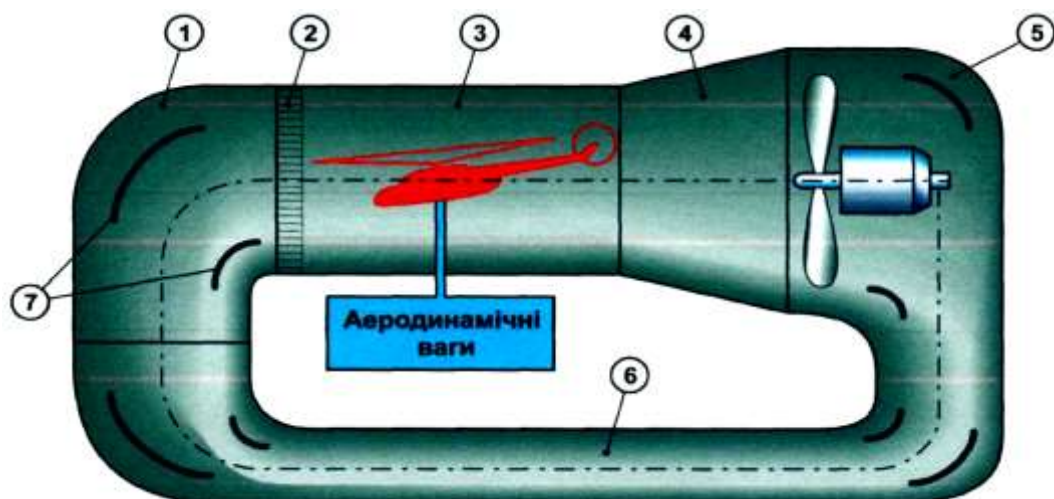


Рис 1.4.5 Аеродинамічна труба із замкнутим контуром.

6 - канал зворотного потоку повітря; *7* - поворотні лопатки

Для вимірювання аеродинамічних сил і моментів на моделях *ЛА*, труби обладнуються аеродинамічними вагами, і манометрами для визначення тиску і швидкості в різних точках потоку, а також різними оптичними приладами для спостереження і фотографування спектрів обтікання. За кількістю вимірюваних аеродинамічних сил і моментів аеродинамічні ваги бувають одно-дво-трьох і шести компонентні. Широке застосування отримали автоматичні і тензометричні ваги.

Для використання експериментальних продувок на моделях і поширювати їх результати на реальні об'єкти необхідно моделювати весь процес. І. Ньютон розробив теорію газодинамічного подібності і написав наукову працю «*Закон аеродинамічного подібності*». Цей закон дозволяє здійснювати перехід від моделі до натурному об'єкту і з достатньою точністю виконати аеродинамічні і розрахунки на міцність *ЛА*.