

**ПРАКТИЧНЕ ЗАНЯТТЯ № 5 – ПрП(АЕГ)-120, Пдср-22-16**  
**(ПЗ-11.1; ПКЕЗ № 5 за темами 10 і 11)**

**ТЕМА ЗАНЯТТЯ:** *1 Особливості розрахунку аеродинамічних характеристик при надзвукових і гіперзвукових течіях газového потоку.*  
*2 Розгляд основних рівнянь з врахуванням стисливості. Практичне використання рівнянь Л. Ейлера і Д. Бернуллі в стисливому середовищі.*  
*3 Фізична сутність критичних параметрів газového потоку. Практичне використання теорії сопла Лавалю в аерогідрогазодинаміці.*  
*4 Особливості виникнення аеродинамічних сил при обтікання твердих тіл в розрідженому середовищі.*

**МЕТА ЗАНЯТТЯ:** *1 Закріплення теоретичних знань про вплив стисливості газového середовища на зміну фізичних параметрів.*  
*2 Розгляд фізичної сутності виникнення і розповсюдження слабких і сильних збурювань в газovém середовищі.*  
*3 Розгляд методики практичного використання рівнянь Л. Ейлера і Д. Бернуллі при розрахунку фізичних параметрів з врахуванням стисливості середовища.*  
*4 Аналіз особливостей обтікання твердих тіл надзвуковим і гіперзвуковим потоком, а також в розрідженому середовищі.*  
*5 Розгляд практичного використання теорії сопла Лавалю в аерогідрогазодинаміці.*

**План заняття**

- 1 Проведення усного опитування за матеріалом тем 10 і 11.*
- 2 Показ навчальних фільмів:*
  - 2.1 Ефекти стисливості газového середовища. Фрагмент 3.: “Розповсюдження збурювань в газovém середовищі” – (7.2.1.3) – 5.хв. 37 с.*
  - 2.2 Ефекти стисливості газového середовища. Фрагмент 4.: “Стрибки ущільнення” – (7.2.1.4) – 3.хв. 8 с.*
  - 2.3 Ефекти стисливості газového середовища. Фрагмент 5.: “Виникнення і розвиток стрибків ущільнення” – (7.2.1.5) – 9.хв. 12 с.*
  - 2.4 Розвиток надзвукових літаків. Легенди російської авіації . Трагедія російського чуда – 26 хв.*
- 3 Розв’язок типових задач.*

#### 4 Виконання письмово контрольного експрес-завдання № 5 (30 хв).

### **Порядок проведення заняття**

#### ***I Теоретична частина заняття***

##### ***I.1 Питання для усного опитування***

- 1 Рівняння Д. Бернуллі для газового потоку з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 2 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 Сопло Лавалю, залежність параметрів газового потоку по довжині сопла Лавалю.
- 4 Виникнення і фізична сутність характеристик розширення потоку.
- 5 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 6 Фізична картина обтікання затуплених і ступінчатих конічних тіл.
- 7 Фізична сутність виникнення і розповсюдження звукового удару.
- 8 Особливості виникнення аеродинамічних сил в розрідженому середовищі.

##### ***I.2 Питань до письмового контрольного експрес-завдання***

- 1 Рівняння Д. Бернуллі для газового потоку з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 2 Залежність температури загальмованого газового потоку від швидкості руху, сутність кінетичного нагрівання поверхні обтікаємого тіла.
- 3 Гранична швидкість газового потоку і її залежність від температури середовища.
- 4 Критичний переріз, сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 5 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 6 Критична швидкість стисливого газового потоку, основні закономірності потоку при розгоні його від дозвукової до надзвукової швидкості.
- 7 Сопло Лавалю, залежність параметрів газового потоку від швидкості по довжині сопла Лавалю.

- 8 Залежність фізичних параметрів потоку від швидкості його руху.
- 9 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в нерухомому середовищі і при русі з швидкістю рівною швидкості звуку.
- 10 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в рухомому середовищі при русі з швидкостями менше і більше швидкості звуку.
- 11 Виникнення і фізична сутність характеристик розширення потоку.
- 12 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 13 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 14 Фізична сутність виникнення і розповсюдження звукового удару.
- 15 Підйомна сила і сила лобового опору в молекулярному потоці розрідженого газу.

## **II Практична частина заняття**

### **II.1 Перелік задач до контрольного експрес-завдання № 5**

#### **1 Задачі - 10.1.1:**

- 1) *Визначити швидкісний і повний тиск на визначеній висоті, якщо температура повітря складає **мінус 25<sup>0</sup>С**, а число Маха рівняється  **$M = 0,95$***
- 2) *Визначити приладову і повітряну швидкість, а також число Маха, якщо швидкість звуку на висоті польоту рівняється  **$a_n = 320$  м/с**, повний тиск повітряного потоку  **$p^* = 9,9 \cdot 10^5$  Па**.*
- 3) *Літак летить на висоті  **$H = 8000$  м** з швидкістю  **$V = 420$  км/год**. Яку швидкість буде показувати прилад показника швидкості, якщо шкала приладу відградуїрована на висоту  **$H = 0$  м**. Визначити число Маха і температуру повітря при заданих вихідних даних.*

#### **2 Задачі - 10.1.2:**

- 1) *Визначити швидкість звуку, число Маха, швидкісний і повний тиски потоку, що обтікає літак в польоті з швидкістю  **$V = 480$  км/год** на висоті  **$H = 5000$  м**, якщо атмосферний тиск на даній висоті складає **54052 Па**.*
- 2) *Визначити фактичну висоту польоту літака, приладову швидкість, швидкість звуку і швидкісний напір, якщо прилад числа Маха*

показує значення  $M = 0,9$ , а повітряна швидкість літака рівняється  $V_{\text{пн}} = 980 \text{ км/год}$ .

### 3 Задача - 10.1.3:

- 1) Визначити як зміниться швидкість польоту літака при зміні висоти з  $H_1 = 8000 \text{ м}$  до  $H_2 = 3000 \text{ м}$  при незмінній вазі літака  $G = 100 \text{ кН}$  і площі крила  $S = 150 \text{ м}^2$ , коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya} = 0,9$ .

### 4 Задача - 11.1.1:

- 1) Визначити число Маха і число Рейнольдса при польоті літака на висоті  $H = 2000 \text{ м}$ , на швидкості  $V = 450 \text{ км/год}$ , динамічний коефіцієнт в'язкості рівняється  $\mu = 1,2 \cdot 10^{-5} \text{ Па с}$ , площа прямокутного крила  $S = 25 \text{ м}^2$ , розмах крила  $l = 15 \text{ м}$ .

### 5 Задачі - 11.1.2:

- 1) Коефіцієнт опору літака  $C_{xa,1} = 0,019$ . В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт опору збільшився до  $C_{xa,2} = 0,021$ . Визначити на скільки збільшилась сила опору літака в польоті на висоті  $H = 6 \text{ км}$  на швидкості  $V = 648 \text{ км/год}$ ., площа крила  $S = 140 \text{ м}^2$ .
- 2) Коефіцієнт підйомної сили літака  $C_{ya,1} = 1,2$ . В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт підйомної сили зменшився до  $C_{ya,2} = 0,8$ . Визначити у скільки разів зменшилась підйомна сила літака в польоті на висоті  $H = 5000 \text{ м}$  на швидкості  $V = 650 \text{ км/год}$ ., площа крила  $S = 140 \text{ м}$ .

### 6 Задачі - 11.2.1:

- 1) Визначити підйомну силу і силу лобового опору літака, якщо при продувці моделі літака в масштабі  $1:50$  в аеродинамічній трубі при числі Маха  $M = 0,7$  були отримані аеродинамічні сили  $Y_{ам} = 2000 \text{ Н}$ ,  $X_{ам} = 400 \text{ Н}$ , площа крила моделі  $S_m = 0,5 \text{ м}^2$ .
- 2) В скільки разів необхідно збільшити площу крила для отримання однакової підйомної сили крила на однаковому куті атаки і при однаковій швидкості польоту, якщо висота змінюється з  $H_1 = 7 \text{ км}$  до висоти  $H_2 = 11000 \text{ м}$ .

### Рекомендована література

6.1.1 - 16...35, 72...75; 6.1.2 - 50...139; 6.1.3 - 20...79; 6.1.4 - 61...132;  
6.1.8 - 41...58; 6.3.1; 6.3.2; 64.1

### Варіанти завдань письмового контрольного експрес-завдання № 5

#### **Варіант № 1- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Рівняння Д. Бернуллі для газового потоку з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 2 Залежність фізичних параметрів потоку від швидкості його руху.
- 3 *Визначити швидкісний і повний тиск на визначеній висоті, якщо температура повітря складає **мінус 25°C**, а число Маха рівняється  **$M = 0,95$***

#### **Варіант № 2- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Залежність температури загальмованого газового потоку від швидкості руху, сутність кінетичного нагрівання поверхні обтікаємого тіла.
- 2 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в нерухомому середовищі і при русі з швидкістю рівною швидкості звуку.
- 3 *Визначити приладову і повітряну швидкість, а також число Маха, якщо швидкість звуку на висоті польоту рівняється  **$a_n = 320$  м/с**, повний тиск повітряного потоку  **$p^* = 9,9 \cdot 10^5$  Па**.*

#### **Варіант № 3- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Гранична швидкість газового потоку і її залежність від температури середовища.
- 2 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в рухомому середовищі при русі з швидкостями менше і більше швидкості звуку.
- 3 *Літак летить на висоті  **$H = 8000$  м** з швидкістю  **$V = 420$  км/год**. Яку швидкість буде показувати прилад показника швидкості, якщо шкала приладу відградуїрована на висоту  **$H = 0$  м**. Визначити число Маха і температуру повітря при заданих вихідних даних.*

**Варіант № 4- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Виникнення і фізична сутність характеристик розширення потоку.
- 2 Критичний переріз, його сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 3 *Визначити швидкість звуку, число Маха, швидкісний і повний тиски потоку, що обтікає літак в польоті з швидкістю  $V = 480$  км/год на висоті  $H = 5000$  м, якщо атмосферний тиск на даній висоті складає 54052 Па.*

**Варіант № 5- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Критичний переріз, його сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 2 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 3 *Визначити фактичну висоту польоту літака, приладову швидкість, швидкість звуку і швидкісний напір, якщо прилад числа Маха показує значення  $M = 0,9$ , а повітряна швидкість літака рівняється  $V_{\text{пл}} = 980$  км/год.*

**Варіант № 6- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 2 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 3 *Визначити як зміниться швидкість польоту літака при зміні висоти з  $H_1 = 8000$  м до  $H_2 = 3000$  м при незмінній вазі літака  $G = 100$  кН і площі крила  $S = 150$  м<sup>2</sup>, коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya} = 0,9$ .*

**Варіант № 7- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Критична швидкість стисливого газового потоку, основні закономірності потоку при розгоні його від дозвукової до надзвукової швидкості.
- 2 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 3 *Визначити число Маха і число Рейнольдса при польоті літака на висоті  $H = 2000$  м, на швидкості  $V = 450$  км/год, динамічний коефіцієнт в'язкості рівняється  $\mu = 1,2 \cdot 10^{-5}$  Па с, площа прямокутного крила  $S = 25$  м<sup>2</sup>, розмах крила  $l = 15$  м.*

**Варіант № 8- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Подср-22-16**

- 1 Сопло Лавалю, залежність параметрів газового потоку по довжині сопла Лавалю і питомої витрати газу від швидкості.
- 2 Фізична сутність виникнення і розповсюдження звукового удару.
- 3 Коефіцієнт опору літака  $C_{xa,1} = 0,019$ . В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт опору збільшився до  $C_{xa,2} = 0,024$ . Визначити на скільки збільшилась сила опору літака в польоті на висоті  $H = 6$  км на швидкості  $V = 648$  км/год., площа крила  $S = 140$  м<sup>2</sup>

**Варіант № 9- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Подср-22-16**

- 1 Фізична сутність виникнення і розповсюдження звукового удару.
- 2 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 Визначити підйомну силу і силу лобового опору літака, якщо при продувці моделі літака в масштабі 1:50 в аеродинамічній трубці при числі Маха  $M = 0,7$  були отримані аеродинамічні сили  $Y_{ам} = 2000$  Н,  $X_{ам} = 400$  Н, площа крила моделі  $S_m = 0,5$  м<sup>2</sup>.

**Варіант № 10- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Подср-22-16**

- 1 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 2 Рівняння Д. Бернуллі для газового потоку з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 В скільки разів необхідно збільшити площу крила для отримання однакової підйомної сили крила на однаковому куті атаки і при однаковій швидкості польоту, якщо висота змінюється з  $H_1 = 7$  км до висоти  $H_2 = 11000$  м..

**Варіант № 11- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Подср-22-16**

- 1 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 2 Залежність температури загальмованого газового потоку від швидкості руху, сутність кінетичного нагрівання поверхні обтікаємого тіла.

- 3 Визначити швидкісний і повний тиск на визначеній висоті, якщо температура повітря складає **мінус  $25^{\circ}\text{C}$** , а число Маха рівняється  **$M = 0,95$**

**Варіант № 12- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Гранична швидкість газового потоку і її залежність від температури середовища.
- 2 Виникнення і фізична сутність характеристик розширення потоку.
- 3 Визначити приладову і повітряну швидкість, а також число Маха, якщо швидкість звуку на висоті польоту рівняється  **$a_n = 320 \text{ м/с}$** , повний тиск повітряного потоку  **$p^* = 9,9 \cdot 10^5 \text{ Па}$** .

**Варіант № 13- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в рухомому середовищі при русі з швидкостями менше і більше швидкості звуку.
- 2 Критичний переріз, його сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 3 Літак летить на висоті  **$H = 8000 \text{ м}$**  з швидкістю  **$V = 420 \text{ км/год}$** . Яку швидкість буде показувати прилад показника швидкості, якщо шкала приладу відградуїрована на висоту  **$H = 0 \text{ м}$** . Визначити число Маха і температуру повітря при заданих вихідних даних.

**Варіант № 14- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в нерухомому середовищі і при русі з швидкістю рівною швидкості звуку.
- 2 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 Визначити швидкість звуку, число Маха, швидкісний і повний тиски потоку, що обтікає літак в польоті з швидкістю  **$V = 480 \text{ км/год}$**  на висоті  **$H = 5000 \text{ м}$** , якщо атмосферний тиск на даній висоті складає  **$54052 \text{ Па}$** .

**Варіант № 15- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Сопло Лавалю, залежність параметрів газового потоку по довжині сопла.



- 2 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 3 *Визначити фактичну висоту польоту літака, приладову швидкість, швидкість звуку і швидкісний напір, якщо прилад числа Маха показує значення  $M = 0,9$ , а повітряна швидкість літака рівняється  $V_{\text{ин}} = 980 \text{ км/год}$ .*

**Варіант № 16- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Рівняння Д. Бернуллі для газового потоку з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 2 Залежність фізичних параметрів потоку від швидкості його руху.
- 3 *Визначити як зміниться швидкість польоту літака при зміні висоти з  $H_1 = 8000 \text{ м}$  до  $H_2 = 3000 \text{ м}$  при незмінній вазі літака  $G = 100 \text{ кН}$  і площі крила  $S = 150 \text{ м}^2$ , коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya} = 0,9$ .*

**Варіант № 17- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Залежність температури загальмованого газового потоку від швидкості руху, сутність кінетичного нагрівання поверхні обтікаємого тіла.
- 2 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в нерухомому середовищі і при русі з швидкістю рівною швидкості звуку.
- 3 *Визначити число Маха і число Рейнольдса при польоті літака на висоті  $H = 2000 \text{ м}$ , на швидкості  $V = 450 \text{ км/год}$ , динамічний коефіцієнт в'язкості рівняється  $\mu = 1,2 \cdot 10^{-5} \text{ Па с}$ , площа прямокутного крила  $S = 25 \text{ м}^2$ , розмах крила  $l = 15 \text{ м}$ .*

**Варіант № 18- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Гранична швидкість газового потоку і її залежність від температури середовища.
- 2 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в рухомому середовищі при русі з швидкостями менше і більше швидкості звуку.
- 3 *Коефіцієнт підйомної сили літака  $C_{ya,1} = 1,2$ . В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт підйомної сили зменився до  $C_{ya,2} = 0,9$ . Визначити у скільки разів зменилась*

*підйомна сила літака в польоті на висоті  $H = 5000$  м на швидкості  $V = 650$  км/год., площа крила  $S = 140$  м<sup>2</sup>*

***Варіант № 19- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16***

- 1*** Виникнення і фізична сутність характеристик розширення потоку.
- 2*** Критичний переріз, його сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 3*** *Визначити підйомну силу і силу лобового опору літака, якщо при продувці моделі літака в масштабі 1:50 в аеродинамічній трубі при числі Маха  $M = 0,7$  були отримані аеродинамічні сили  $Y_{ам} = 2000$  Н,  $X_{ам} = 400$  Н, площа крила моделі  $S_m = 0,5$  м<sup>2</sup>.*

***Варіант № 20- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16***

- 1*** Критичний переріз, його сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 2*** Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 3*** *В скільки разів необхідно збільшити площу крила для отримання однакової підйомної сили крила на однаковому куті атаки і при однаковій швидкості польоту, якщо висота змінюється з  $H_1 = 7$  км до висоти  $H_2 = 11000$  м..*

***Варіант № 21- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16***

- 1*** Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 2*** Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 3*** *Визначити приладову і повітряну швидкість, а також число Маха, якщо швидкість звуку на висоті польоту рівняється  $a_n = 320$  м/с, повний тиск повітряного потоку  $p^* = 9,9 \cdot 10^5$  Па.*

***Варіант № 22- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16***

- 1 Критична швидкість стисливого газового потоку, основні закономірності потоку при розгоні його від дозвукової до надзвукової швидкості.
- 2 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 3 *Визначити швидкість звуку, число Маха, швидкісний і повний тиски потоку, що обтікає літак в польоті з швидкістю  $V = 480$  км/год на висоті  $H = 5000$  м, якщо атмосферний тиск на даній висоті складає 54052 Па.*

**Варіант № 23- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Сопло Лавалля, залежність параметрів газового потоку по довжині сопла Лавалля і питомої витрати газу від швидкості.
- 2 Фізична сутність виникнення і розповсюдження звукового удару.
- 3 *Визначити як зміниться швидкість польоту літака при зміні висоти з  $H_1 = 8000$  м до  $H_2 = 3000$  м при незмінній вазі літака  $G = 100$  кН і площі крила  $S = 150$  м<sup>2</sup>, коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya} = 0,9$ .*

**Варіант № 24- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Фізична сутність виникнення і розповсюдження звукового удару.
- 2 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 *Коефіцієнт підйомної сили літака  $C_{ya,1} = 1,2$ . В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт підйомної сили зменшився до  $C_{ya,2} = 0,9$ . Визначити у скільки разів зменшилась підйомна сила літака в польоті на висоті  $H = 5000$  м на швидкості  $V = 650$  км/год., площа крила  $S = 140$  м<sup>2</sup>*

**Варіант № 25- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 2 Рівняння Д. Бернуллі для газового потоку з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 *В скільки разів необхідно збільшити площу крила для отримання однакової підйомної сили крила на однаковому куті атаки і при*

однаковій швидкості польоту, якщо висота змінюється з  $H_1 = 7 \text{ км}$  до висоти  $H_2 = 11000 \text{ м}$ .

**Варіант № 26- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення, їх види і форми.
- 2 Залежність температури загальмованого газового потоку від швидкості руху, сутність кінетичного нагрівання поверхні обтікаємого тіла.
- 3 Визначити швидкісний і повний тиск на визначеній висоті, якщо температура повітря складає **мінус  $25^\circ\text{C}$** , а число Маха рівняється  **$M = 0,95$**

**Варіант № 27- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Гранична швидкість газового потоку і її залежність від температури середовища.
- 2 Виникнення і фізична сутність характеристик розширення потоку.
- 3 Літак летить на висоті  **$H = 8000 \text{ м}$**  з швидкістю  **$V = 420 \text{ км/год}$** . Яку швидкість буде показувати прилад показника швидкості, якщо шкала приладу відградуїрована на висоту  **$H = 0 \text{ м}$** . Визначити число Маха і температуру повітря при заданих вихідних даних.

**Варіант № 28- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в рухомому середовищі при русі з швидкостями менше і більше швидкості звуку.
- 2 Критичний переріз, його сутність і визначення критичних параметрів потоку.
- 3 Визначити фактичну висоту польоту літака, приладову швидкість, швидкість звуку і швидкісний напір, якщо прилад числа Маха показує значення  **$M = 0,9$** , а повітряна швидкість літака рівняється  **$V_{\text{лп}} = 980 \text{ км/год}$** .

**Варіант № 29- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Пдср-22-16**

- 1 Виникнення і розповсюдження слабих збурювань в нерухомому середовищі і при русі з швидкістю рівною швидкості звуку.

- 2 Рівняння Л. Ейлера з урахуванням стисливості, його фізична сутність.
- 3 Визначити число Маха і число Рейнольдса при польоті літака на висоті  $H = 2000$  м, на швидкості  $V = 450$  км/год, динамічний коефіцієнт в'язкості рівняється  $\mu = 1,2 \cdot 10^{-5}$  Па с, площа прямокутного крила  $S = 25$  м<sup>2</sup>, розмах крила  $l = 15$  м.

**Варіант № 30- ПрП(АЕГ)-120 - ПКЕЗ-5 - Підср-22-16**

- 1 Сопло Лавалю, залежність параметрів газового потоку по довжині сопла.
- 2 Фізична картина і особливості обтікання затуплених і ступінчатих циліндричних та конічних тіл.
- 3 Визначити підйомну силу і силу лобового опору літака, якщо при продувці моделі літака в масштабі **1:50** в аеродинамічній трубі при числі Маха  $M = 0,7$  були отримані аеродинамічні сили  $Y_{ам} = 2000$  Н,  $X_{ам} = 400$  Н, площа крила моделі  $S_m = 0,5$  м<sup>2</sup>.