

В. А. Лабунець<sup>1</sup>, бакалавр, І. С. Кривохатько<sup>2</sup>, доцент, к.т.н.

## ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВІАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ ПІД ЧАС ВІДДІЛЕННЯ ВІД ЛІТАКА-НОСІЯ

**En**

Individual parts of the aircraft, located from each other at a distance approximately equals to their characteristic size, have a mutual influence on flow over them. This interaction is expressed as changes in the velocity fields and pressure fields, resulting in changes in the total aerodynamic forces and moments ratios.

It is very rarely that interference is useful; usually (and especially when bodies with smooth aerodynamic shapes are considered) its effect is negative. This is due to the creation of local flows with adverse pressure gradients which magnitude in the isolated flow was zero or minimal. The result of such gradients is local flow separations accompanied by drag increase and lift fall.

In the initial stages of movement, the body of the store is under the influence of significant additional forces caused by close proximity to the carrier aircraft. These interference forces can cause major fluctuations and significantly change the effective trajectory. In some cases, e. g. launching guided missiles, such forces may be so large that the control system and rudder surfaces will not be able to withstand them. As a result, there is a risk of the missile colliding with the carrier, the loss of the target by the guidance system, or exceeding the maximum allowable angles of attack, which will lead to store destruction.

**Ru**

Отдельные части ЛА, что расположены друг от друга на расстоянии, примерно равном их характерным размерам осуществляют взаимное влияние на их обтекания. Это взаимодействие выражается в изменении полей скоростей и давлений, в результате чего изменяется распределение суммарных аэродинамических сил и моментов.

Очень редко интерференция бывает полезной, как правило, и особенно, когда взаимодействуют тела с совершенными аэродинамическими формами, её влияние носит негативный характер. Это связано с образованием в некоторых областях течений неблагоприятных градиентов давления, величина которых при изолированном обтекании отсутствовали или минимальными. Результатом возникновения таких градиентов являются местные отрывы потока, сопровождающиеся увеличением сопротивления и уменьшением подъемной силы.

На начальных этапах движения тело на подвеске находится под влиянием значительных дополнительных сил вызванных непосредственной близостью самолета-носителя. Действие таких интерференционных сил может вызвать значительные колебания и существенно изменить эффективную траекторию. В некоторых случаях, например при пуске авиационных управляемых ракет, такие силы могут оказаться настолько большими, что система управления и

<sup>1</sup> КПИ ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПИ ім. Ігоря Сікорського

рулевые поверхности не смогут им противостоять. Как следствие, появляется опасность столкновения ракеты с самолетом-носителем, потеря системой наведения цели или превышение максимально допустимых углов атаки, что приведет к ее разрушению.

### **Вступ**

Окремі частини літального апарату (ЛА), розташовані одні від одної на відстані, яка приблизно дорівнює їх характерним розмірам здійснюють взаємний вплив на їх обтікання. Ця взаємодія виражається у зміні полів швидкостей і тисків, у результаті чого змінюється розподіл сумарних аеродинамічних сил і моментів [1]. Дуже рідко інтерференція буває корисною, зазвичай, і особливо, коли взаємодіють тіла із доскональними аеродинамічними формами, її вплив носить негативний характер [2]. Це пов'язано із утворенням у деяких областях течій несприятливих градієнтів тиску, які у разі ізольованого обтікання були відсутніми або мінімальними. Результатом виникнення таких градієнтів є місцеві відриви потоку, що супроводжуються збільшенням опору та зменшенням підйімальної сили. Дослідження показують, що під час транспортування на зовнішніх вузлах підвіски авіаційних комплексів, а також на початковому етапі польоту після відділення, корисний вантаж знаходиться в умовах аеродинамічної інтерференції. Її вплив призводить до значної зміни як розподілених, так і сумарних аеродинамічних навантажень.

На початкових етапах руху тіло на підвісці знаходиться під впливом значних додаткових сил, викликаних безпосередньою близькістю літака-носія. Дія таких інтерференційних сил може викликати значні коливання та суттєво змінити ефективну траєкторію. У деяких випадках, наприклад під час пуску авіаційних керованих ракет, такі сили можуть виявитись настільки великими, що система управління та рульові поверхні не зможуть їм протистояти. Як наслідок, з'являється небезпека зіткнення ракети із літаком-носієм, втрата системою наведення цілі або перевищення максимально допустимих кутів атаки, що призведе до її руйнування [3].

### **Постановка задачі**

Методами обчислювальної аеродинаміки дослідити зміну аеродинамічних характеристик (АДХ) авіаційного комплексу у залежності від числа Маха, кута атаки та відстані до літака-носія.

### **Авіаційні комплекси**

Проаналізувавши існуючі авіаційні комплекси (АК), що розміщені на несучих поверхнях літаків-носіїв, та їх характерні розміри, була розроблена трьохвимірна модель прототипу (рис. 1).

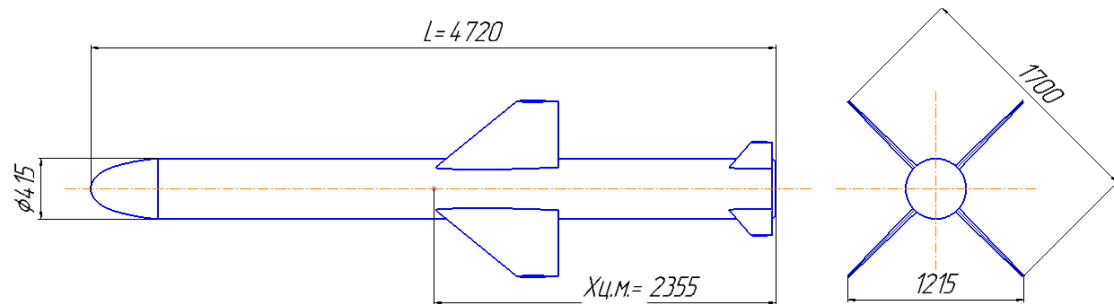


Рис. 1. Основні геометричні розміри АК

Для оцінки впливу інтерференції на аеродинамічні характеристики на першому етапі визначимо АДХ ізольованого авіаційного комплексу за допомогою чисельних методів (рис. 2). Для вирішення даної задачі використаємо модель турбулентності *Spalart-Allmaras* із параметрами за замовчуванням та у стандартних атмосферних умовах ( $H=5$  км) під час швидкості від  $M=0,4$  до  $M=0,8$  із кроком  $0,2$  для  $\alpha=0^\circ$ ,  $\alpha=2^\circ$ ,  $\alpha=4^\circ$ ,  $\alpha=8^\circ$ ,  $\alpha=12^\circ$ . Коефіцієнти  $C_x$ ,  $C_y$  визначались окремо для фюзеляжу, крил та рулів АК, що приведені до площі міделя –  $S=0,1352$  м<sup>2</sup>.

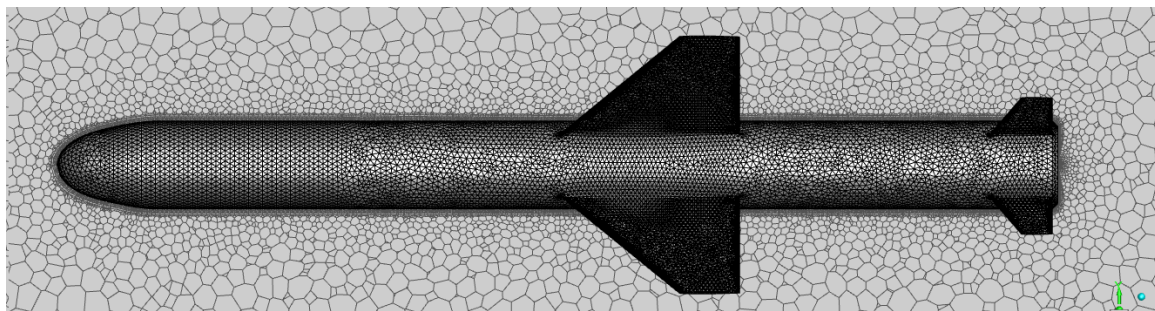


Рис. 2. Розрахункова сітка АК

### Розрахунок аеродинамічних характеристик ізольованої моделі

Аналізуючи отримані данні можемо спостерігати звичний ріст значень коефіцієнтів  $C_x$ ,  $C_y$  у разі збільшення швидкості та кута атаки:

1. У разі збільшення швидкості із  $M=0,4$  до  $M=0,6$ :
  - для  $\alpha=0^\circ$   $C_x$  зріс на  $1,4\%$  (коефіцієнт  $C_y$  не розглядається оскільки має близькі до нуля значення і знаходиться на межі похибки розрахунку);
  - для  $\alpha=12^\circ$   $C_x$  та  $C_y$  зросли відповідно на  $5,8\%$  та  $3,8\%$ .
2. У разі збільшення швидкості із  $M=0,6$  до  $M=0,8$ :
  - для  $\alpha=0^\circ$   $C_x$  зменшився на  $2\%$  (коефіцієнт  $C_y$  не розглядається оскільки має близькі до нуля значення і знаходиться на межі похибки розрахунку);
  - для  $\alpha=12^\circ$   $C_x$  та  $C_y$  зросли відповідно на  $8,5\%$  та  $10\%$ .

Проаналізувавши графіки  $C_y(\alpha)$  (рис. 5 – рис. 7) бачимо, що значення коефіцієнта  $C_y$  у діапазоні досліджуваних кутів атаки лежать у лінійній зоні полярів, тому для детальнішої ілюстрації зміни коефіцієнтів  $C_y$  та  $m_z$  від числа  $M$  представимо їх у вигляді похідних по куту атаки  $C_y^\alpha$ ,  $m_z^\alpha$  (рис. 3). Тоді значення коефіцієнту підйомної сили та моменту, створюваного нею, за певної швидкості для будь якого потрібного кута атаки  $\alpha_{\text{п}}$  можна буде визначити за формулами:

$$C_y(M) = C_y^\alpha(M) \alpha_{\text{п}}, \quad (1)$$

$$m_z(M) = m_z^\alpha(M) \cdot \alpha_{\text{п}}. \quad (2)$$

Візуалізація обтікання ізольованого АК наведена на рис. 4, а його аеродинамічні характеристики на рис. 5–8.

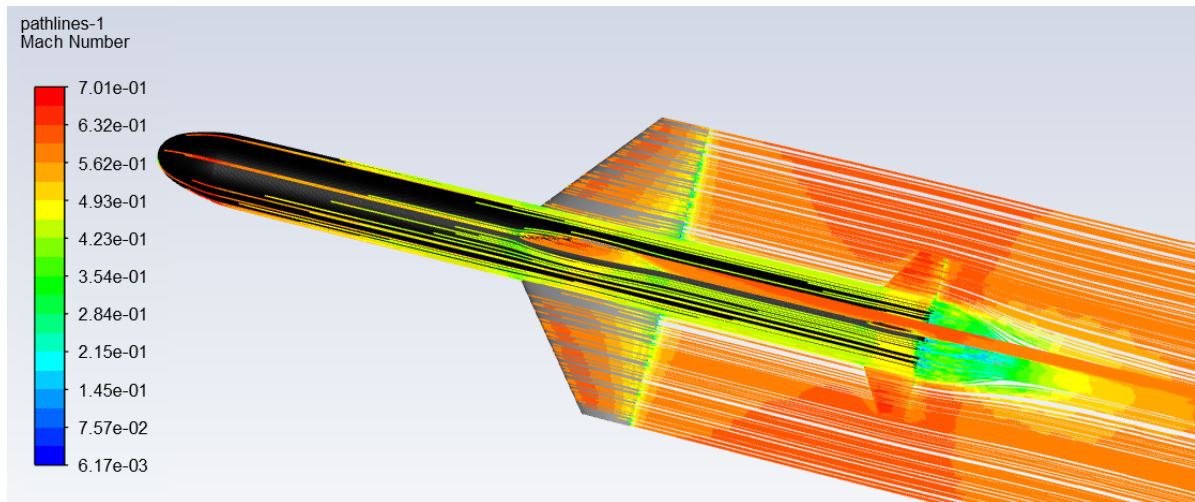


Рис. 4. Лінії обтікання ізольованого АК ( $M=0,6$ )

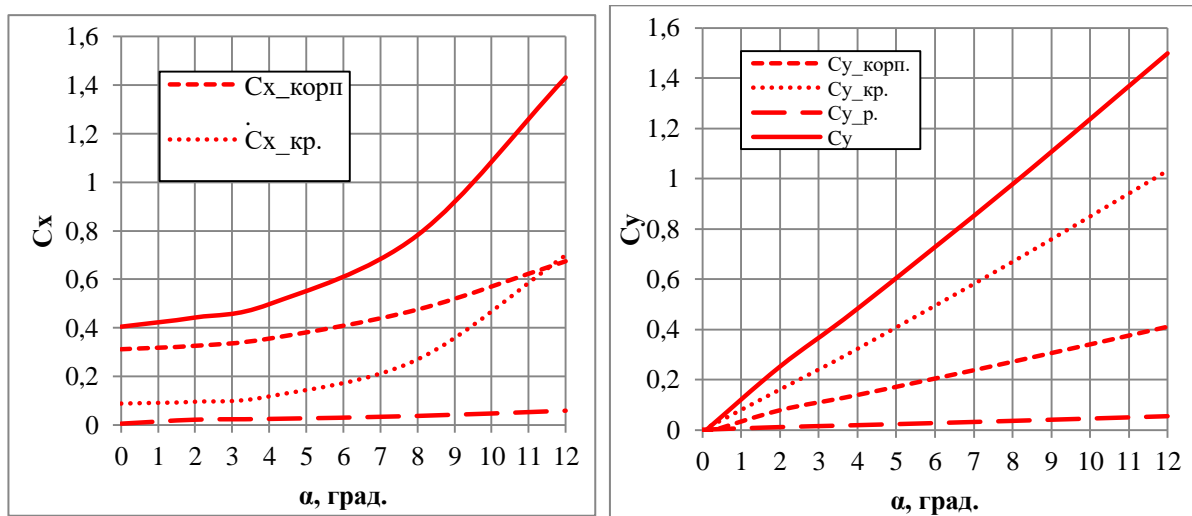
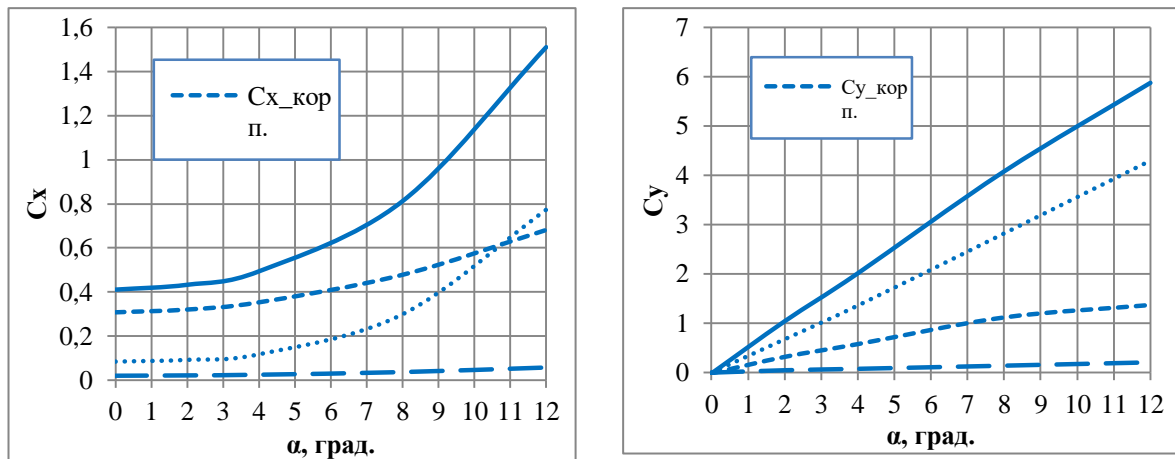
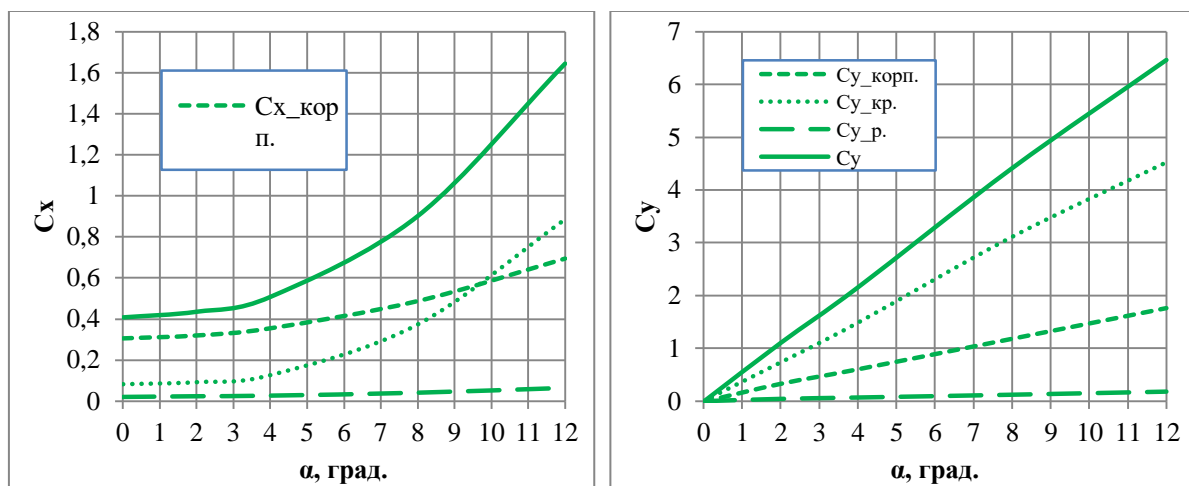
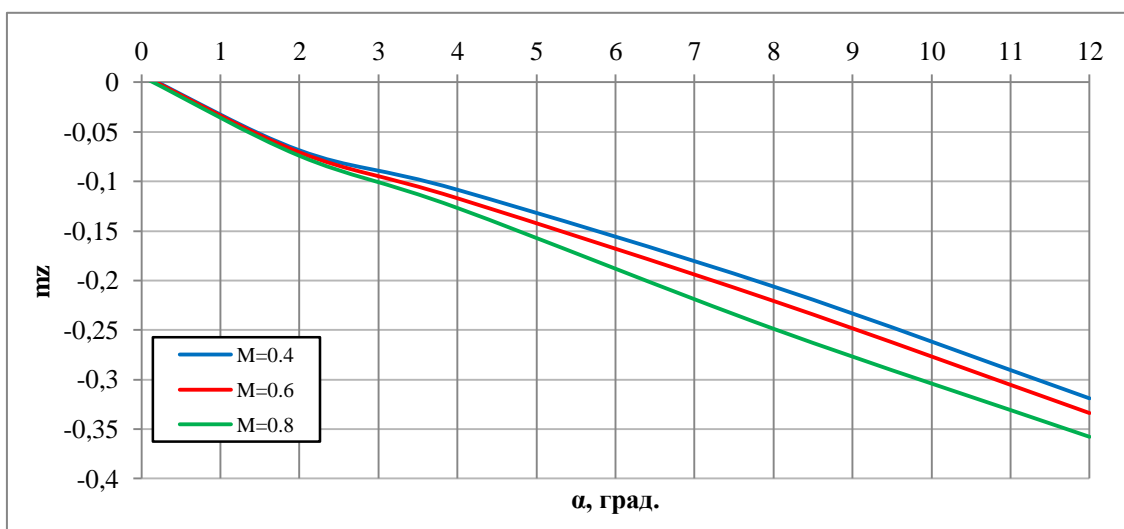


Рис. 5. Графік залежності  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$  для  $M=0,4$

Рис. 6. . Графік залежності  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$  для  $M=0,6$ Рис. 7. Графік залежності  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$  для  $M=0,8$ Рис. 8. Графік залежності  $m_z(\alpha)$

### Результати розрахунку аеродинамічних характеристик спільної моделі авіаційного комплексу із консолю літака-носія

Для імітації процесу відділення було побудовано моделі, у яких досліджуваний авіаційний комплекс знаходиться у трьох різних положеннях відносно літака-носія (ЛН) – на відстані 0 (на пілоні), 0,4 та 0,8 метри (рис. 9) для  $\alpha=0^\circ$ ,  $\alpha=2^\circ$ ,  $\alpha=4^\circ$ ,  $\alpha=8^\circ$ . Розрахунок проводився із аналогічними налаштуваннями та умовами. Розрахункова сітка зображена на рис. 10, рис. 11.

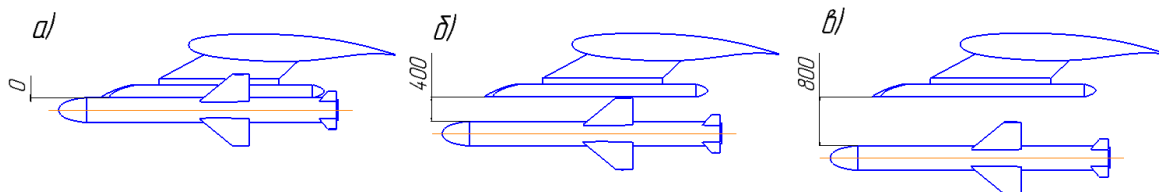


Рис. 9. Розрахункова схема: а) відстань між пілоном і АК 0 м; б) відстань між пілоном і АК 0,4м; в) відстань між пілоном і АК 0,8м

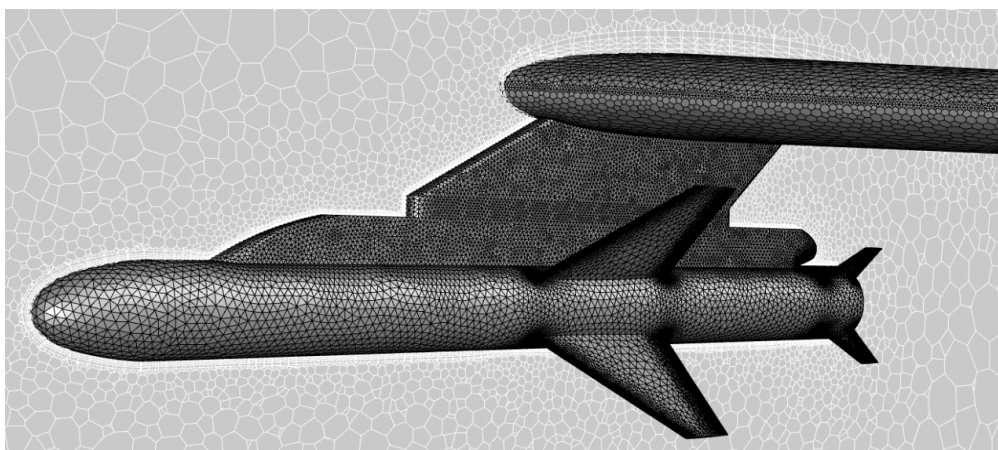


Рис. 10. Розрахункова сітка консолі крила із АК на вузлі підвіски ( $h = 0$  м,  $\alpha = 0^\circ$ )

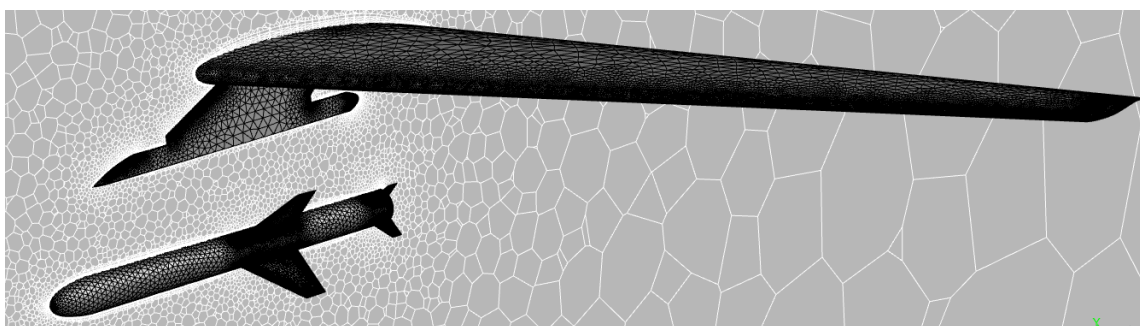


Рис. 11. Розрахункова сітка консолі крила із АК ( $h = 0,8$  м,  $\alpha = 2^\circ$ )

Візуалізація обтікання АК в умовах інтерференції наведена на рис. 12, а його аеродинамічні характеристики – на рис. 13– рис. 15.

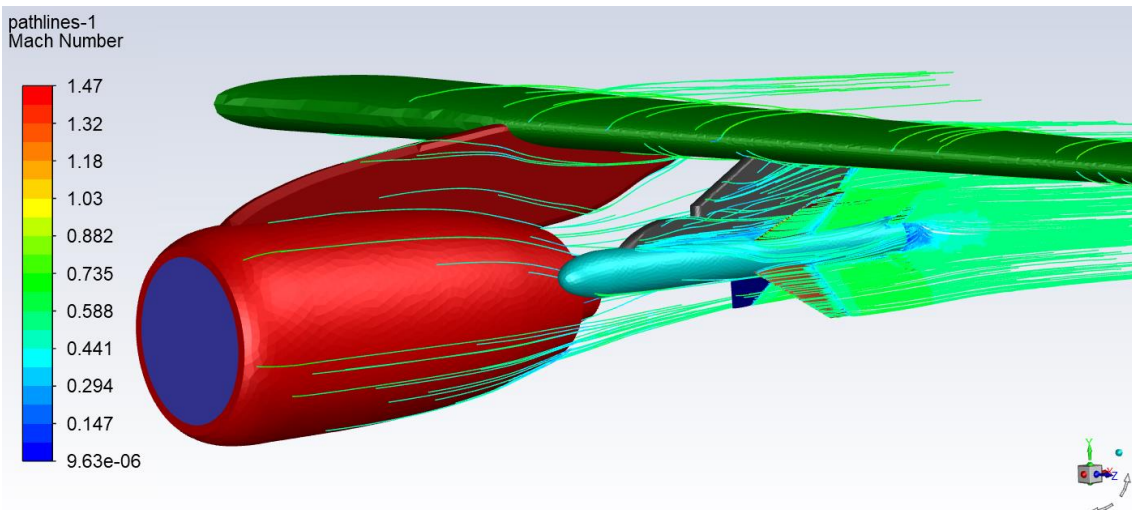


Рис. 12. Лінії обтікання спільної моделі консолі крила ЛН із АК на вузлі підвіски ( $h = 0$  м,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $M = 0,6$ )

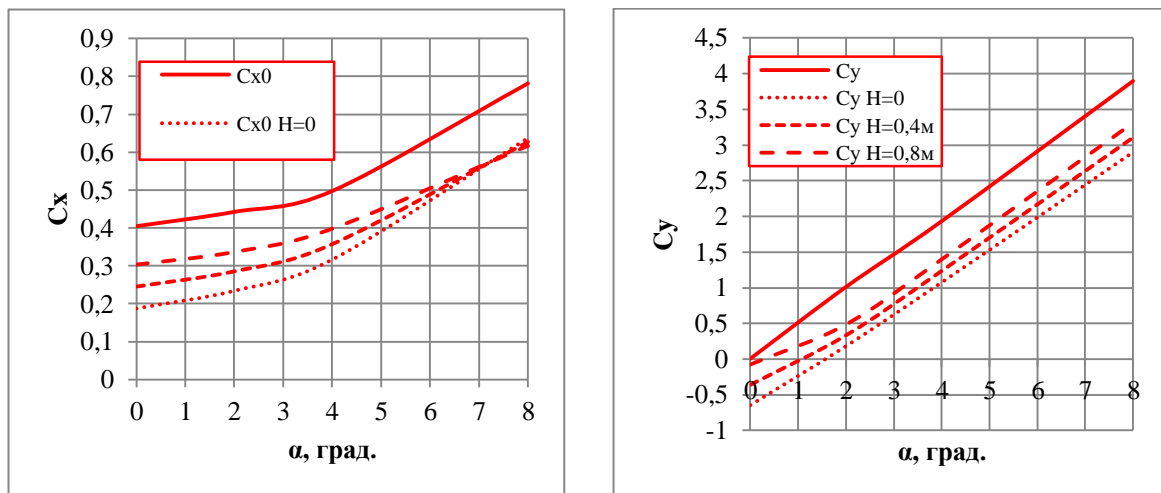


Рис. 13. Графік залежності  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$  для  $M=0,4$

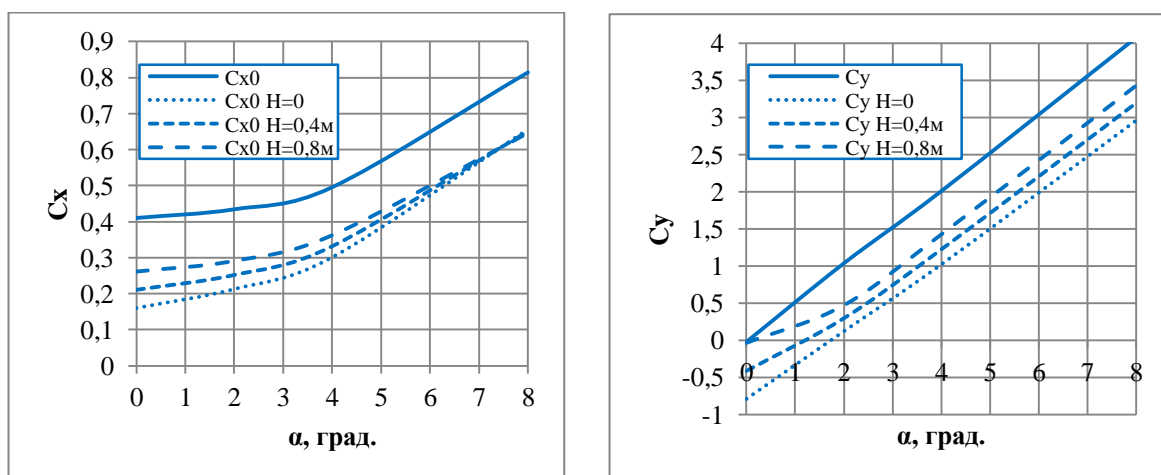
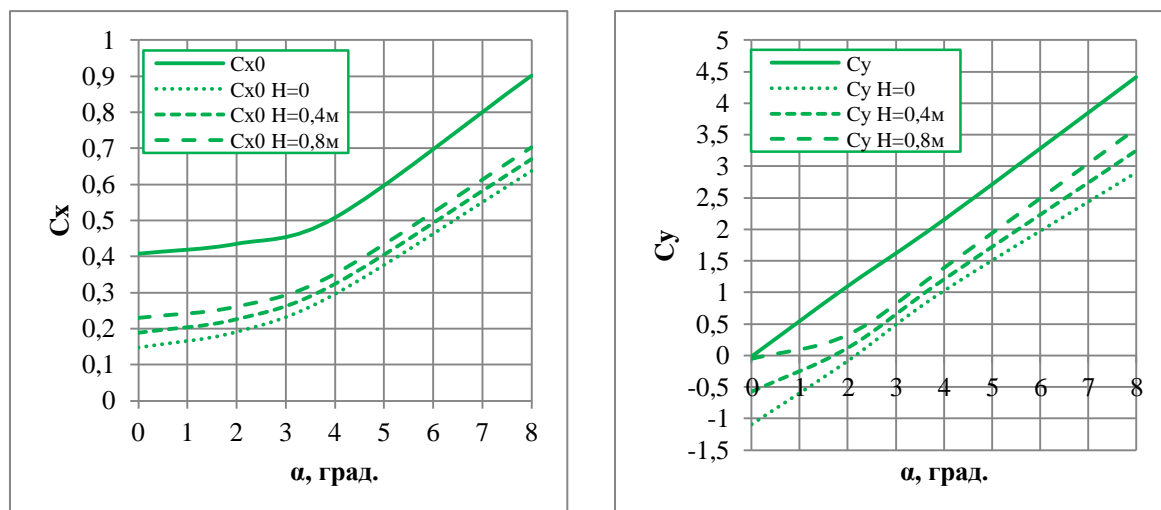


Рис. 14. Графік залежності  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$  для  $M=0,6$

Рис. 15. Графік залежності  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(\alpha)$  для  $M=0,8$ 

### Визначення впливу інтерференції

На підставі наведених даних визначено, що інтерференція авіаційного комплексу із крилом та пілоном зменшує коефіцієнт лобового опору таким чином:

- для  $M = 0,4$ ,  $\alpha = 0^\circ$  – у 2,15 ( $h = 0$  м), 1,64 ( $h = 0,4$  м) та 1,33 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,4$ ,  $\alpha = 8^\circ$  – у 1,22 ( $h = 0$  м), 1,25 ( $h = 0,4$  м) та 1,27 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,6$ ,  $\alpha = 0^\circ$  – у 2,56 ( $h = 0$  м), 1,95 ( $h = 0,4$  м) та 1,57 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,6$ ,  $\alpha = 8^\circ$  – у 1,24 ( $h = 0$  м), 1,25 ( $h = 0,4$  м) та 1,26 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,8$ ,  $\alpha = 0^\circ$  – у 2,76 ( $h = 0$  м), 2,16 ( $h = 0,4$  м) та 1,77 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,8$ ,  $\alpha = 8^\circ$  – у 1,41 ( $h = 0$  м), 1,34 ( $h = 0,4$  м) та 1,28 ( $h = 0,8$  м) рази.

Інтерференція зменшує підйомну силу авіаційного комплексу:

- для  $M = 0,4$ ,  $\alpha = 2^\circ$  – у 5,54 ( $h = 0$  м), 3,03 ( $h = 0,4$  м) та 2,1 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,4$ ,  $\alpha = 8^\circ$  – у 1,34 ( $h = 0$  м), 1,25 ( $h = 0,4$  м) та 1,18 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,6$ ,  $\alpha = 2^\circ$  – у 8,35 ( $h = 0$  м), 3,47 ( $h = 0,4$  м) та 2,19 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,6$ ,  $\alpha = 8^\circ$  – у 1,37 ( $h = 0$  м), 1,28 ( $h = 0,4$  м) та 1,19 ( $h = 0,8$  м) рази;



- для  $M = 0,8$ ,  $\alpha = 2^\circ$  – у 12,84 ( $h = 0$  м), 9 ( $h = 0,4$  м) та 3,35 ( $h = 0,8$  м) рази;
- для  $M = 0,8$ ,  $\alpha = 8^\circ$  – у 1,55 ( $h = 0$  м), 1,35 ( $h = 0,4$  м) та 1,23 ( $h = 0,8$  м) рази.

### Висновки

Аналізуючи отримані дані, можемо простежити певні закономірності. Оскільки потік, обтікаючи консоль крила, значно гальмується на нижній поверхні, на верхній та задній частині комплексу утворюється зона підвищеного тиску. Результатом такої взаємодії є виникнення від'ємної підйомної сили АК та зменшення його опору.

1. Зменшення опору спровоковане тим фактором, що у результаті переднього, відносно передньої кромки крила літака-носія, розміщення АК зміна тиску під несучою поверхнею ЛН відбувається нерівномірно. Це викликає значне, порівняно із носовою частиною корпусу, підвищення тиску на донному зрізі (рис. 16), що призводить до зменшення опору. Виходячи з цього, зрозуміло, що зі збільшенням числа Маха вплив цього ефекту буде більшим, але зі збільшенням кута атаки, внаслідок віддалення донного зрізу від зони підвищеного тиску, він втрачає свою силу.
2. Зменшення підйомної сили пояснюється збільшенням тиску на верхніх частинах несучих поверхонь АК та суттєвим зниженням на нижніх, внаслідок взаємодії з консолю крила ЛН (рис. 18). У ізолюваній моделі тиск розподіляється рівномірно (рис. 17). Для цього ефекту також спостерігається посилення зі збільшенням числа Маха та послаблення із ростом кута атаки.

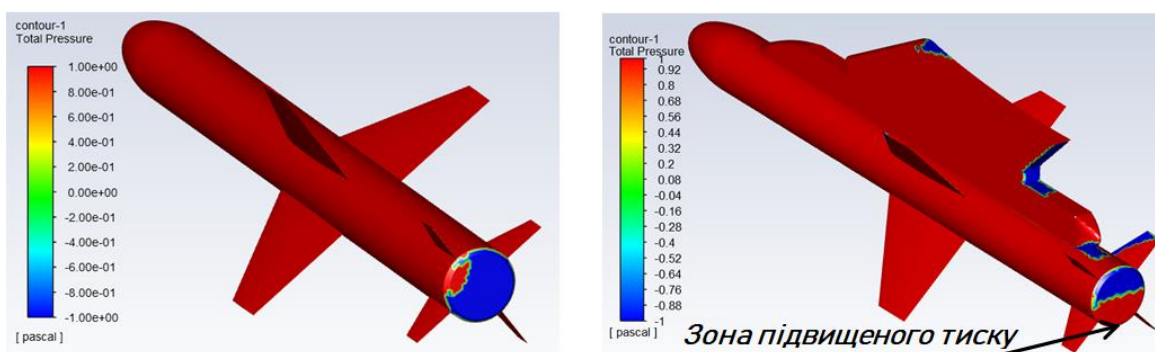


Рис. 16. Розподіл тиску (значення приведені до 1) на ізолюваній (зліва) та спільній (справа) моделі ( $M=0,6$ ,  $h = 0$  м,  $\alpha=0^\circ$ )

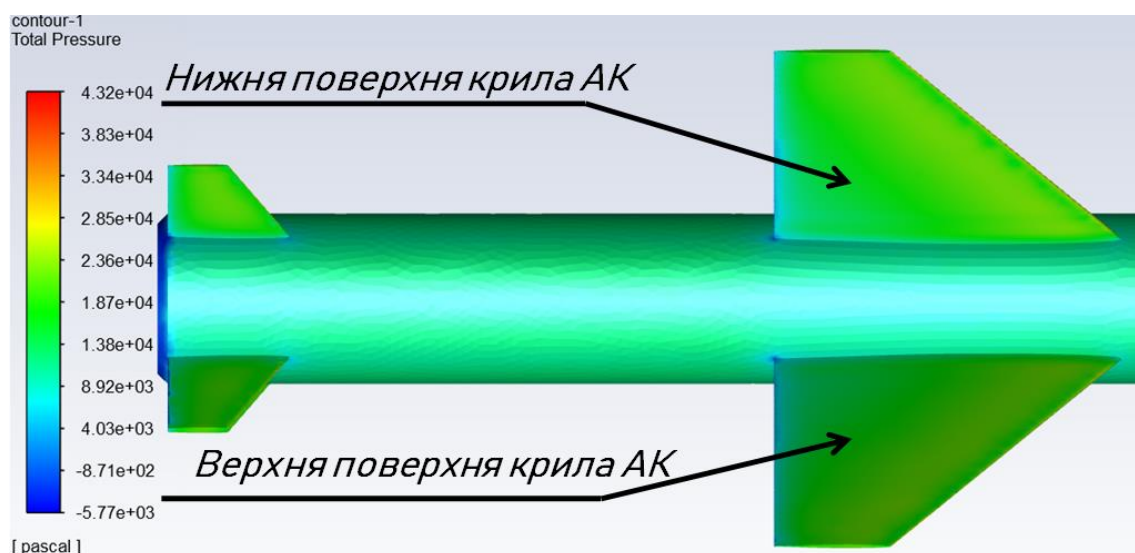


Рис. 17. Розподіл тиску на ізолюваній моделі ( $M = 0,6$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )

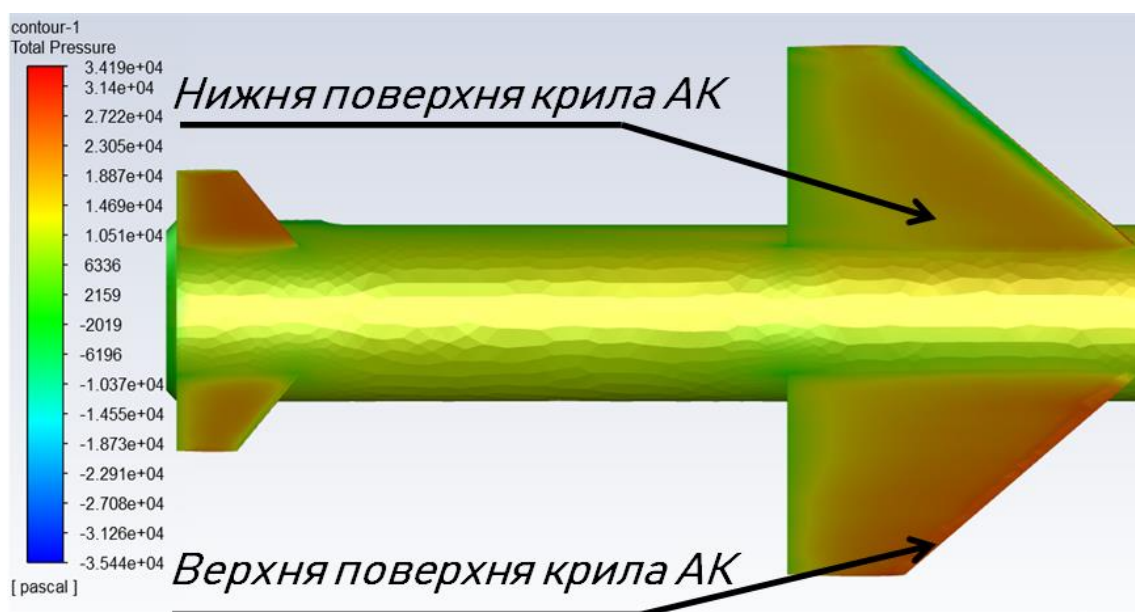


Рис. 18. Розподіл тиску на спільній моделі консолі крила ЛН із АК на вузлі підвіски ( $M = 0,6$ ,  $h = 0$  м,  $\alpha = 0^\circ$ )

### Список використаної літератури

1. *Петров К. П.* Аэродинамика элементов летательных аппаратов [Текст] / К. П. Петров – М.: Машиностроение, 1985. – 246 с.
2. Аэродинамическая интерференция самолетов-носителей и подвесных грузов (по материалам открытой иностранной печати) // М.: Обзор ОНТИ ЦАГИ № 652, 1985. – 130 с.
3. *Правидло М. Н.* Методы теоретической оценки безопасности самолета-носителя припуске авиационной управляемой ракеты // Проблемы безопасности полетов, 2002. – №12. – С.18-22.