

УДК 533.65

DOI [https://doi.org/10.15589/znp2024.2\(495\).10](https://doi.org/10.15589/znp2024.2(495).10)RESEARCH OF THE AERODYNAMIC MODEL "FLYING WING"
BY MEANS OF FINITE ELEMENT ANALYSISДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ МОДЕЛІ ТИПУ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО»
ЗАСОБАМИ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ

Stanislav F. Kolesnychenko¹
flame27@ukr.net
ORCID: 0000-0003-2350-3957

Serhii V. Rahulin²
ragulin_s@ukr.net
ORCID: 0000-0001-8955-0380

С. Ф. Колісниченко¹,
канд. техн. наук, доцент

С. В. Рагулін²,
канд. техн. наук, доцент

¹*Flight Academy of the National Aviation University, Kropyvnytskyi*

²*Kherson State agrarian and economic University, Kherson*

¹*Льотна академія Національного авіаційного університету, м. Кропивницький*

²*Херсонський державний аграрно-економічний університет, м. Херсон*

Abstract. Every year, more and more industries are discovering new ways of using unmanned aerial vehicles. Unmanned aerial vehicles are widely used in various fields. In particular, the use of unmanned aerial vehicles in specific areas requires special external forms. For example, the use of appropriate aerodynamic schemes to reduce the reflection of radio waves, as well as for the performance of aviation and chemical works.

One of the common schemes that provides small and uniform inductive velocities, which reduces the intensity of terminal vortices, is the scheme of an unmanned aerial vehicle of the "flying wing" type. The aerodynamic scheme "flying wing" is quite promising for the performance of aviation and chemical works. The advantages it has have a positive effect on the quality of the work performed.

The advantages of the "flying wing" scheme are most clearly evident in heavy aircraft: reduction of resistance, reduction of weight, elimination of the possibility of vibration and tail feathering.

The peculiarity of tailless aircraft is longitudinal stability, balancing, as well as road stability and controllability in the horizontal plane, which are achieved without a tail.

However, the negative is that with high aerodynamic qualities, this scheme has significant shortcomings in terms of ensuring dynamic characteristics, that is, stability and controllability.

The main tasks of the research are to determine the general aerodynamic characteristics of the "flying wing" type aircraft. It is also necessary to conduct a comparative analysis of the dynamic characteristics of aircraft of the normal scheme with the "flying wing" scheme. Determination of aerodynamic parameters in different flow regimes was carried out using the finite element analysis method.

The work used such research methods as comparative analysis, generalization, systematization and synthesis, mathematical and computer modeling using the ANSYS finite element analysis program package.

Key words: modeling; ANSYS; analysis; aerodynamic scheme; flow around.

Анотація. З кожним роком все більше і більше галузей відкривають нові шляхи використання безпілотних літальних апаратів. Безпілотні літальні апарати знаходять широке застосування в різних сферах. Зокрема, застосування безпілотних літальних апаратів в специфічних сферах вимагає особливих зовнішніх форм. Так наприклад, використання відповідних аеродинамічних схем для зменшення відбивання радіохвиль, також для виконання авіаційно-хімічних робіт.

Однією з поширених схем, що забезпечує невеликі і рівномірні індуктивні швидкості, що зменшує інтенсивність кінцевих вихорів, є схема безпілотного літаючого апарату типу «літаюче крило». Аеродинамічна схема «літаюче крило» є доволі перспективною для виконання авіаційно-хімічних робіт. Переваги, які вона має, позитивно впливають на якість робіт, які виконуються.

Переваги схеми «літаюче крило» найбільш ясно виступають саме у важких літальних апаратах: зменшення опору, зменшення ваги, усунення можливості вібрації та бафтингу хвостового оперення.

Особливість безхвостих літальних апаратів полягає в поздовжній стійкості, балансуванні, а також шляховій стійкості та керованості в горизонтальній площині, що досягаються без хвостового оперення.

Однак негативним є те, що при високих аеродинамічних якостях дана схема має суттєві недоліки щодо забезпечення динамічних характеристик, тобто стійкості і керованості.

Основними завданнями дослідження є визначення загальних аеродинамічних характеристик літального апарату типу «літаюче крило». Також потрібно провести порівняльний аналіз динамічних характеристик літальних апаратів нормальної схеми зі схемою «літаюче крило». Визначення аеродинамічних параметрів в різних режимах обтікання проводилось за допомогою методу кінцево-елементного аналізу.

В роботі використовувалися такі методи дослідження як порівняльний аналіз, узагальнення, систематизація та синтез, математичне та комп'ютерне моделювання з використанням пакета програм кінцево-елементного аналізу ANSYS.

Ключові слова: моделювання; ANSYS; аналіз; аеродинамічна схема; обтікання.

ВХІДНІ ПАРАМЕТРИ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ

ANSYS – універсальна програмна система кінцево-елементного (МСЕ) аналізу, що існує і розвивається на протязі останніх 30 років, є досить популярною серед фахівців в сфері автоматизованих інженерних розрахунків (система автоматизованого проектування або САЕ) і кінцево-елементного рішення лінійних і нелінійних, стаціонарних і нестаціонарних просторових задач механіки деформованого твердого тіла і механіки конструкцій (включаючи нестаціонарні геометрично і фізично нелінійні задачі контактної взаємодії наслідком елементів конструкцій), завдань механіки рідини і газу, теплопередачі і теплообміну, електродинаміки, акустики, а також механіки зв'язаних полів [1].

Для моделювання БПЛА аеродинамічної схеми «літаюче крило» встановлено наступні вхідні параметри: $m_{\text{зл}} = 150 \text{ кг}$; $V_{\text{кр}} = 150 \text{ км / год}$; $S_{\text{кр}} = 10 \text{ м}^2$; $l_{\text{кр}} = 10 \text{ м}$; $\chi = 20^\circ$; $\alpha = 6^\circ$; профіль крила NACA 0012.

Параметри атмосфери відповідають умовам стандартної атмосфери

ПОБУДОВА І ДОСЛІДЖЕННЯ МОДЕЛІ

Робота над моделлю проводиться в розділі «Fluent», де можна провести газогідроаеродинамічний розрахунок. В даному випадку, фактично це нагадує аеродинамічну трубу.

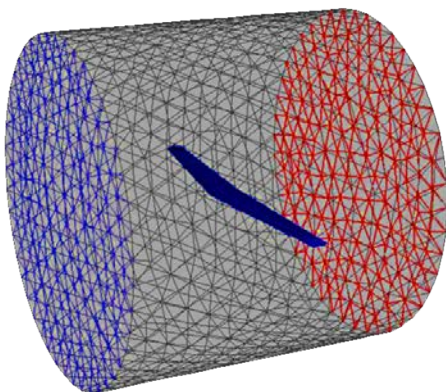


Рис. 1. Побудова Mesh-простору

Перший етап – побудова 3D-моделі крила згідно вхідних параметрів, в розділі «Space Claim» або

«Design Modelar» і побудова аеродинамічної труби навколо моделі крила. Після чого слідує другий етап – побудова Mesh-простору (розділ «Mesh»), що представляє собою розпізнавання програмою геометрії крила і аеродинамічної труби. Розрахунок похибок геометрії і їх мінімізації, шляхом встановлення розміру Mesh-осередок. Фактично Mesh виглядає, як сітка, яка створює структуру моделі (див. рисунок 1).

На третьому етапі в розділі «Set Up» задаються параметри атмосфери і її граничні умови. Після чого виконується розрахунок. Програма самостійно розраховує всі характеристики діючих сил і моментів на крило, тиску і швидкості потоку повітря.

В кінцевому результаті, в розділі «Solution» маємо зображення цієї моделі і вибраних фізичних параметрів. В основному, цікавить розподіл статичного тиску і швидкості потоку по поверхні крила і за його межами.

При $V_{\text{кр}} = 150 \text{ км/год}$ програма визначає відхилення параметрів течії від ідеальних, так як в основі закладене повітря, яке не є ідеальним газом. У лівій частині рисунку 3 розташована шкала тиску де тиск вказано, як одиницю підвищення або зниження тиску від заданого стандартного.

В даному дослідженні особлива увага приділяється кінцевим вихорам, які представляють негативний ефект, як на аеродинамічні характеристики крила, так і на якість виконуваної роботи по обробці полів хімікатами.

На даному зображенні видно, що вихор на лівій консолі крила обертається за годинниковою стрілкою, і початок завихрення відбувається на відстані 75 см від закінцівки крила. Саме в цьому місці розташовуються кермові поверхні, такі як елерони або в нашому випадку – елевони. Вихор може викликати негативні коливання – флатер рулів, що може привести до дисбалансу, втрати стійкості і керованості літального апарату.

Так само в даному дослідженні цікавить область впливу кінцевих вихорів, тобто на яку відстань вони поширюються. Так як при обробці полів хімікатами це грає істотну роль на якість виконаної роботи. Дуже важливо, щоб кінцеві вихори не поширювалися надто далеко від задньої кромки крила, саме цей фактор

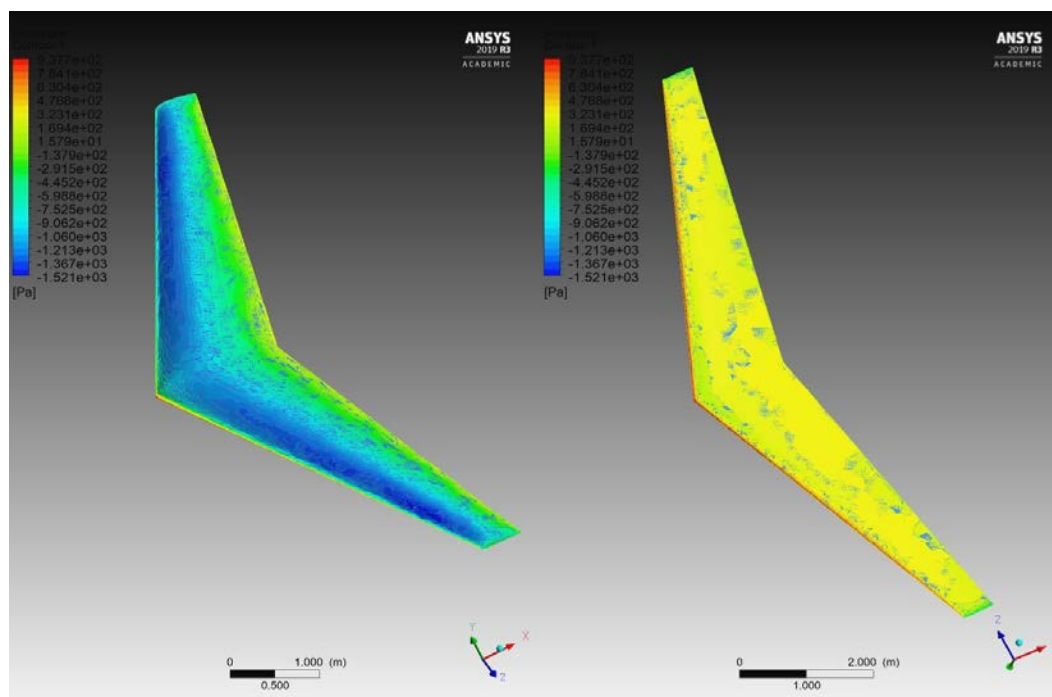


Рис. 2. Контурний розподіл статичного тиску по площині крила

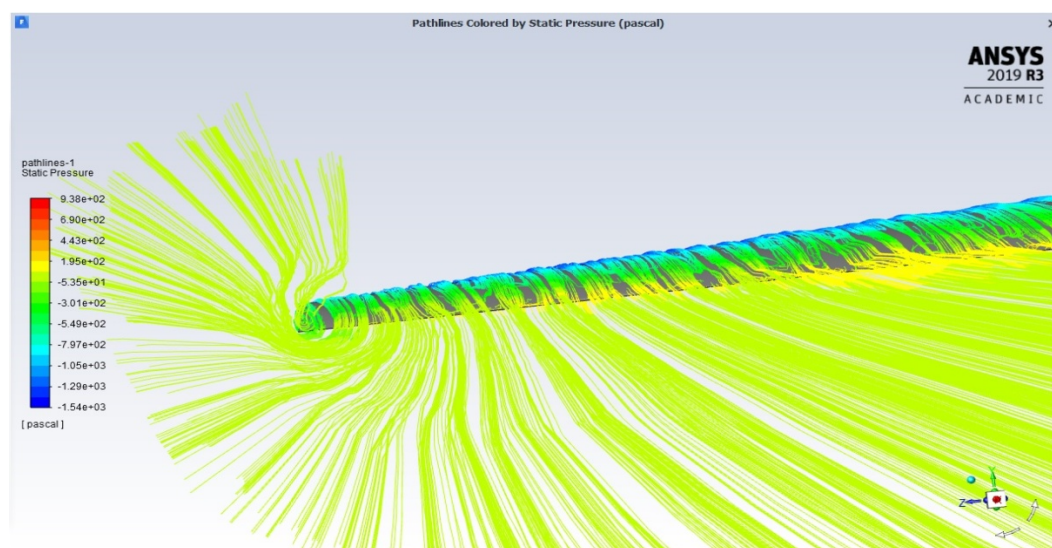


Рис. 3. Кінцевий вихор

є критичним в даній області застосування «літаючого крила». Для цього виконано роботу зі створення проєкції вихору на площину на різних відстанях від моделі літального апарату (див. рисунок 4).

Після цього аналізу стало ясно, що вихор поширюється на відстань 5 м, що досить багато для призначення літального апарату. На сьогоднішній день, існує кілька способів боротьби з вихорами: подовження крила і застосування закінцівок крила. В даному дослідженні застосовується другий спосіб.

Не дивлячись на негативний вплив кінцевих вихорів, крило даних параметрів має якість $K = 16$,

що досить багато і має високі показники підйомної сили $F_y = 9448\text{H}$. Наступна модель має аналогічні параметри, відмінність лише в геометрії – закінцівки крила (див. рисунок 5). Послідовність дослідження нічим не відрізняється від попередньої.

Відмінність колірної гами в різних моделях обумовлюється максимальним і мінімальним тиском повітря, який бере участь в його проєкції на модель крила або за його межі, наприклад, траєкторні лінії.

Зміна поведінки кінцевого вихора зображено на рисунку 6. Візуально можна визначити, що

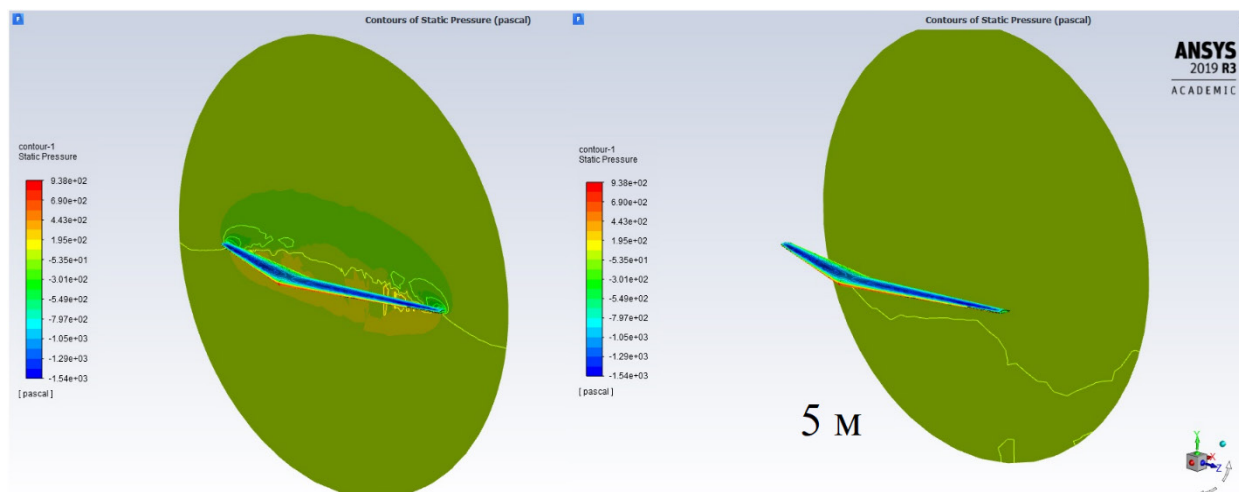


Рис. 4. Проекція вихора на площину $O_z O_y$ на різних відстанях від крила

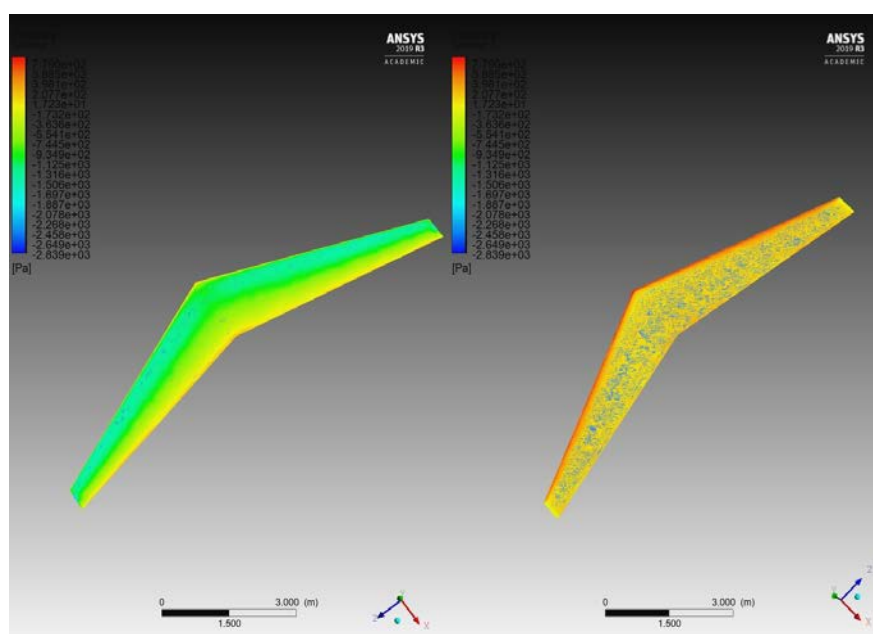


Рис. 5. Контурний розподіл статичного тиску по площині крила з закінцівками

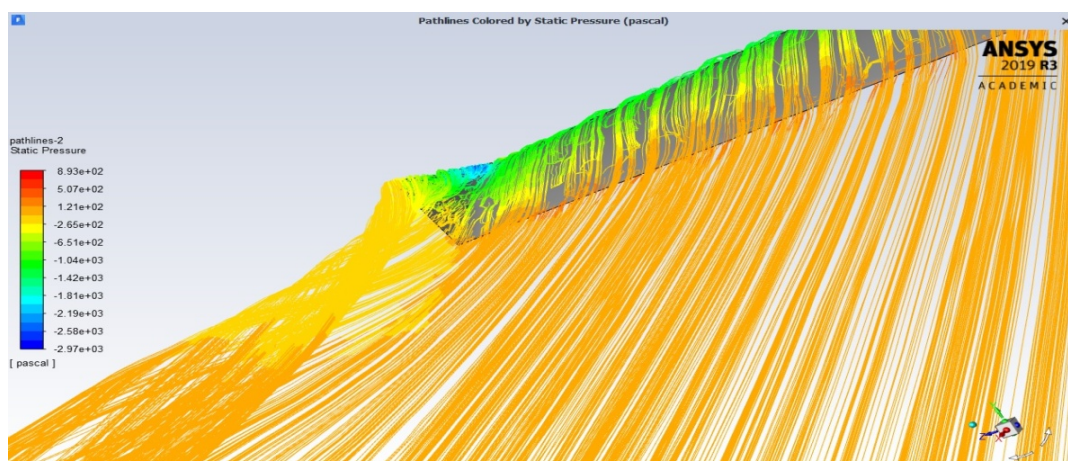


Рис. 6. Кінцевий вихор крила з закінцівкою

згортання вихору більше, ніж в попередньому випадку. Площа, яка приймає участь в формуванні вихору зменшилася, що позитивно впливає на управління літальним апаратом. Закінцівки крила встановлені під кутом 90° до профілю крила, що підвищує характеристики шляхової стійкості. Візуально може здаватися, що даний вихор має велику силу, в порівнянні з минулою моделлю, але це не так. Відповідь полягає в проекціях вихору на площину (див. рисунок 7).

Звідси випливає, що кінцевий вихор слабшає в два рази швидше з закінцівками крила. Вихор значно вужче, а, отже, тиск в ньому вище і швидкість його загасання – вище, відповідно. Також, вихор став локальним і розташовується тільки в області закінцівок крила, не маючи ніяких слідів в області центроплана. На відстані 3м немає ніяких слідів від вихору

в цілому, це означає, що дана схема задовольняє вимоги по області застосування.

Якість даної моделі збільшилася на одиницю: $K = 17,6$, що позитивно відбивається на економічності даного крила. Також, відбулося збільшення підйомної сили $F_y = 9824\text{Н}$.

Таким чином, можна точно сказати, що закінцівки крила необхідні для забезпечення кращих аеродинамічних характеристик «літаючого крила».

На підставі розрахованих параметрів в ANSYS отримані графіки (рисунок 8) $C_y = f(\alpha)$ і поляра I роду $C_y = f(C_x)$:

Результати отриманої моделі задовольняють вихідним вимогам. Були отримані діючі сили і моменти, як при прямолінійному обтіканні, так і в умовах ковзання (Таблиця 1).

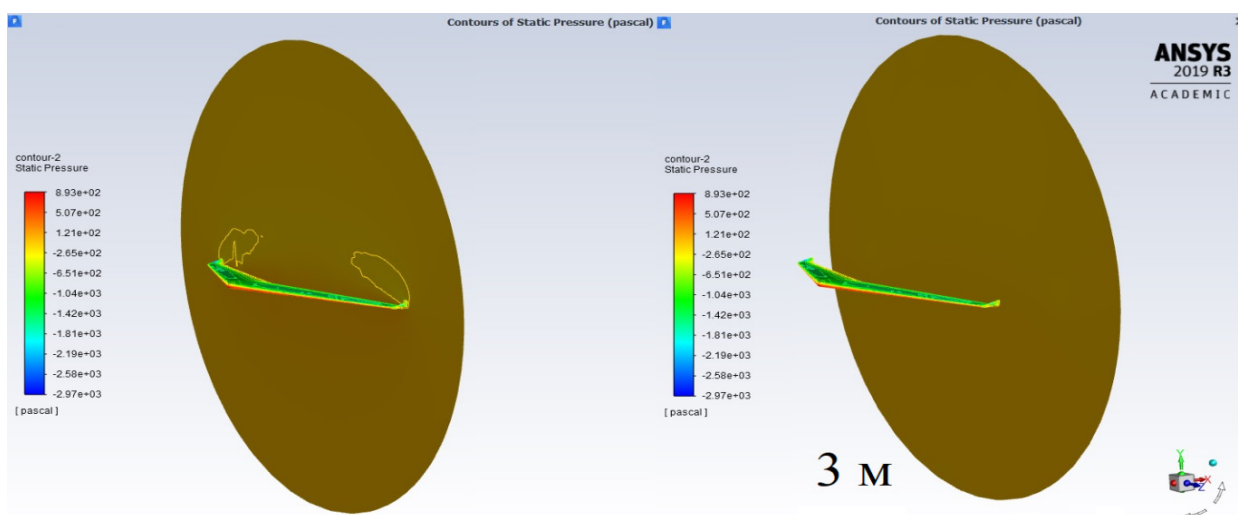


Рис. 7. Проекція вихору на площину $O_z O_y$ на різних відстанях від крила

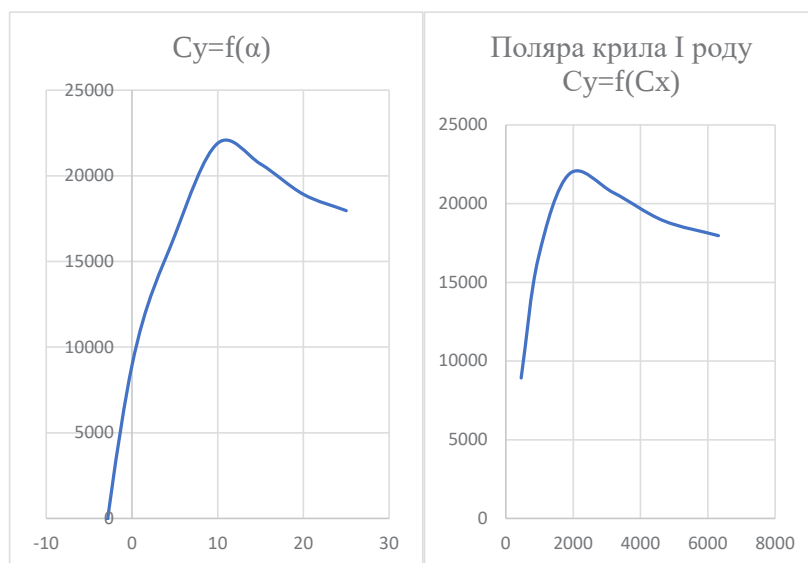


Рис. 8. Графіки $C_y = f(\alpha)$ і поляра I роду $C_y = f(C_x)$ відповідно

Таблиця 1. Аеродинамічні характеристики БПЛА типу «літаюче крило»

	$\alpha = 5^\circ, \psi = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ, \psi = 20^\circ$
C_x	1245.08	943.91
C_y	19658.81	12588.38
$X, (H)$	762.61	578.15
$Y, (H)$	12041.02	7710.38
$M_x, (Hm)$	72.75	3422.69
$M_y, (Hm)$	-23.12	-1147.60
$M_z, (Hm)$	671.64	416.77

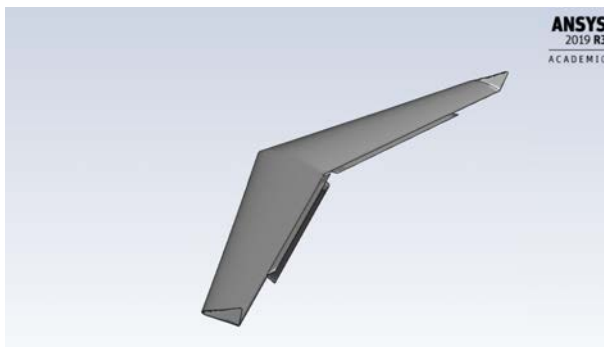


Рис. 9. Геометрія БПЛА типу «літаюче крило» з пластинчастими інтерцепторами

Наступний етап – це аналіз моделі з пластинчастими інтерцепторами (див. рисунок 9). Послідовність всіх дій зберігається незмінною, за винятком створення геометрії.

Експериментальним шляхом були підібрані розміри і кути відхилення інтерцепторів. Довжина інтерцептору становить 3,5 м, а висота 0,2 м. Лівий верхній інтерцептори відхилений на 30° , нижній на 45° . Обидва правих інтерцептора відхилені вгору на 15° . Моделюємо процес прямолінійного обтікання (див. рисунок 10).

Далі можна проаналізувати траєкторні лінії прямолінійного потоку (див. рисунок 11). Проаналізувавши дану модель, можна помітити, що через додаткового опору інтерцептора, прикордонний шар притискається до поверхні крила і залишається прямолінійним, що позитивно впливає на виконання зрошення під час виконання авіаційно-хімічних робіт. Вихори залишаються локальними.

Тепер перейдемо до заключної моделі обтікання в умовах ковзання, де $\psi = 20^\circ$ (див. рисунок 12). Можна помітити, що на правому напівкрилі через ковзання тиск знижується. На звичайній моделі, без інтерцепторів, в разі правого ковзання, крило прагне зробити правий розворот і лівий крен, ці дані наведені в Таблиці 1.

Якщо ж ми опустимо ліві інтерцептори вниз, ми усунемо розвертає по ризиканню, але натомість отримаємо великий правий крен, що призведе до втрати стійкості і при нестачі швидкості до звалювання в штопор. Саме тому на правому напівкрилі обидва інтерцептора піднімаються вгору. При такій конфігурації момент крену повністю усувається, як і момент ризикання. Крило залишається в режимі сталого польоту.

Природно під час випуску цієї механізації і при ковзанні в 20° , з'являється великий приріст опору і падіння підйомної сили, як наслідок – погіршення

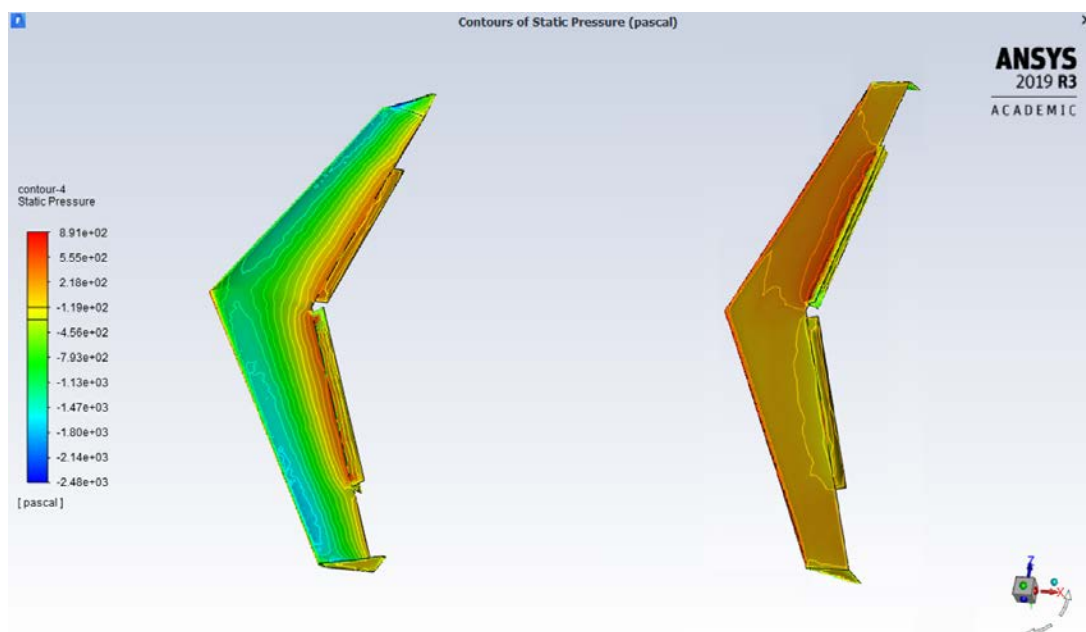


Рис. 10. Модель контурного розподілення статичного тиску під час прямолінійного обтікання

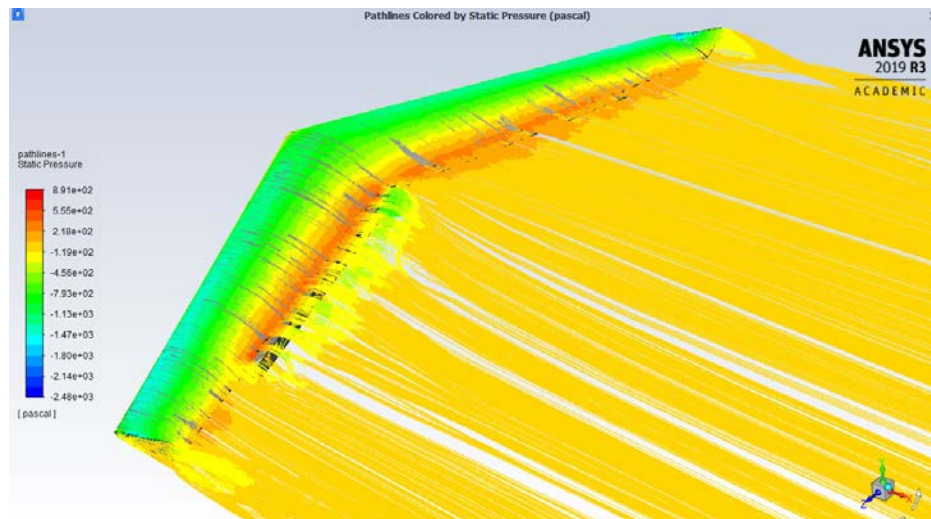


Рис. 11. Траскторні лінії під час прямолінійного обтікання

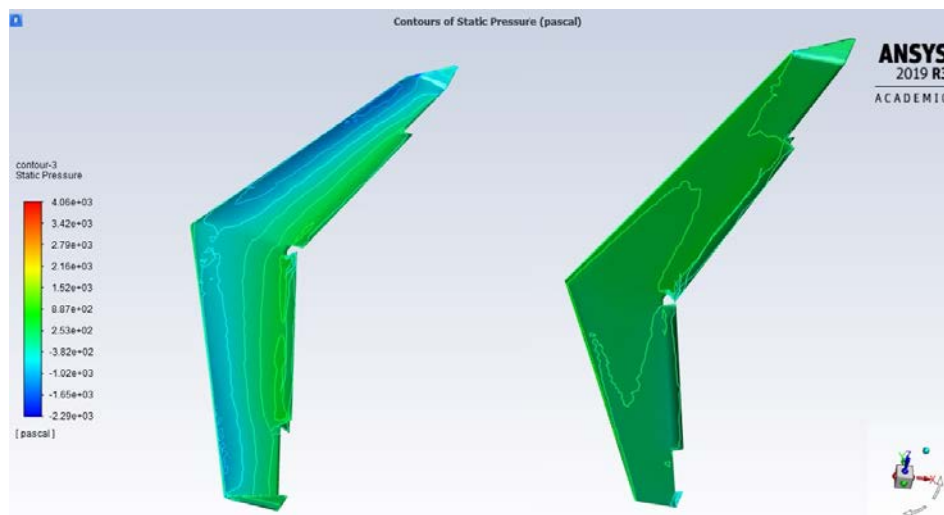


Рис. 12. Модель контурного розподілення статичного тиску при $\psi = 20^\circ$

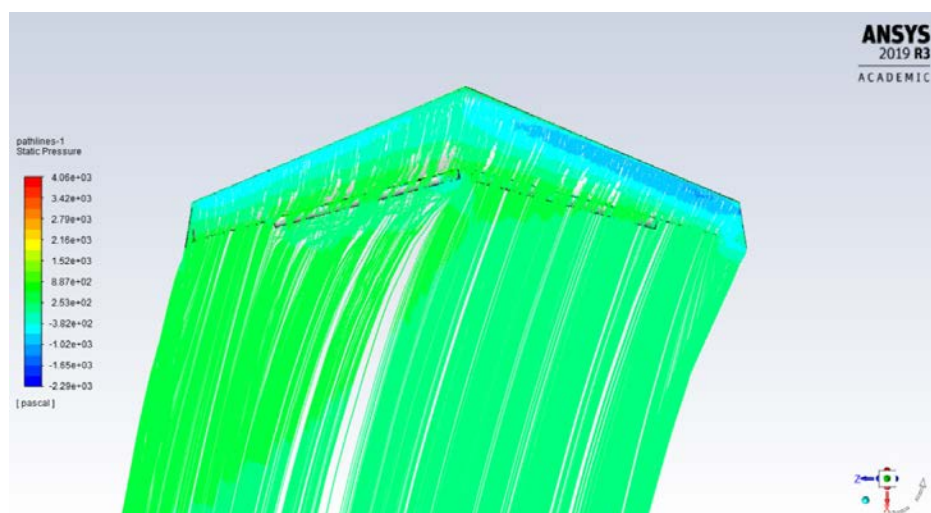


Рис. 13. Траскторні лінії при $\psi = 20^\circ$

якості. Тому в даних умовах необхідно забезпечити запас по тягоозброєнню. Для наочності прикладу обтікання в умовах ковзання представлений рисунок 13. Отримані сили і моменти викладені в Таблиці 2.

Таблиця 2. Аеродинамічні характеристики БПЛА типу «літаюче крило» з застосуванням пластинчастих інтерцепторів

	$\alpha = 5^\circ, \psi = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ, \psi = 20^\circ$
C_x	2246.20	1758.50
C_y	14972.61	10560.20
$X, (H)$	1375.80	1077.08
$Y, (H)$	9170.72	6468.12
$M_x, (Hm)$	-2731.25	11.23
$M_y, (Hm)$	1728.01	557.71
$M_z, (Hm)$	247.65	158.11

Графік залежності конфігурації інтерцепторів від величини ковзання показаний на рисунку 14.

Дана конфігурація інтерцепторів здатна утримувати крило на початковій траєкторії в умовах ковзання в 20° . Це означає, що дана система рульових поверхонь здатна справлятися з зовнішніми збуреннями, залишаючи крило в початковому положенні, а значить забезпечує достатній запас по стійкості і керованості.

ВИСНОВКИ

В даному дослідженні вдалося домогтися задовільних результатів у роботі з програмним забезпеченням

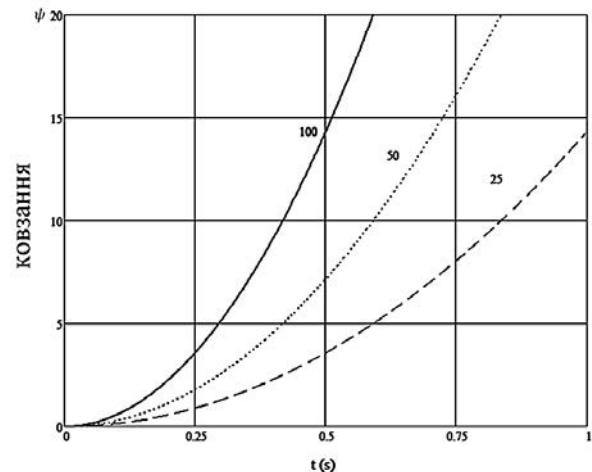


Рис. 14. Графік залежності $\psi(t)$ при різних конфігураціях керм управління

ANSYS. Це дозволило якісно проаналізувати модель обтікання, отримати коефіцієнти, сили і моменти, що діють на безпілотний літальний апарат (відображено в Таблиці 1, 2), в режимі прямолінійного обтікання і в режимі ковзання. Експериментально-методичним шляхом були визначені розміри рульових поверхонь і кути їх відхилень до повноцінної компенсації впливу зовнішніх сил. На малюнку 14 представлений графік залежності конфігурації рульових поверхонь (пластинчастих інтерцепторів) від параметра ковзання. За його допомогою можна визначити необхідну конфігурацію рульових поверхонь для різних режимів обтікання.

REFERENCES

- [1] Stolarski, T., Nakasone, Y., & Yoshimoto, S. (2018). *Engineering Analysis with ANSYS Software*. 2nd Edition. Butterworth-Heinemann.
- [2] Lee, H.-H. (2018). *Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 18*. Taylor & Francis Group.
- [3] Kumar, K., Zindani, D., & Roy, A. K. (2017). *Working with ANSYS: A Tutorial Approach*. I.K. International Publishing House Pvt. Ltd.
- [4] Madenci, E., & Guven, I. (2015). *Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS*. Springer London, Limited.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Stolarski, T., Nakasone, Y., & Yoshimoto, S. (2018). *Engineering Analysis with ANSYS Software*. 2nd Edition. Butterworth-Heinemann.
- [2] Lee, H.-H. (2018). *Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 18*. Taylor & Francis Group.
- [3] Kumar, K., Zindani, D., & Roy, A. K. (2017). *Working with ANSYS: A Tutorial Approach*. I.K. International Publishing House Pvt. Ltd.
- [4] Madenci, E., & Guven, I. (2015). *Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS*. Springer London, Limited.

© Колісниченко С. Ф., Рагулін С. В.

Дата надходження статті до редакції: 25.04.2024

Дата затвердження статті до друку: 08.05.2024