

ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ДЛЯ АВІАХІМІЧНИХ РОБІТ ПРИ НЕСТАЦІОНАРНОМУ ОБТІКАННІ

Вступ

Наявна статистика авіаційних катастроф літаків загального призначення показує, що в більшості випадків причиною аварій є контакт з деревами, лініями електропередач або іншими наземними об'єктами [1].

Така статистика пов'язана з тим, що пілотування літака загального призначення, в тому числі для авіа-хімічних робіт, потребує більших вмінь і навичок пілота в порівнянні з звичайними транспортними чи пасажирськими літаками (активне маневрування поблизу поверхні землі, парировання короткочасного ефекту екрана, гірки з розворотом, вихід літака на другі режими, можливу наявність відривного потоку на поверхні крила та ін.) [2].

Для виконання складних маневрів конструкція літака має бути максимально безпечною, а саме: забезпечувати якомога більші критичні кути атаки літака, градієнт набору висоти, стійкість та керованість літака (в тому числі на режимах нестационарного обтікання).

Із всіх існуючих аеродинамічних компоновок найбільш ефективною для даної задачі є схема «біплан», яка має кращі маневрені характеристики в порівнянні з іншими схемами, а також, згідно статистичних даних [3], при одному й тому ж корисному навантаженні маса літака менша.

В той же час питання вибору оптимальних параметрів літака з системою несучих поверхонь в умовах нестационарного обтікання досліджені недостатньо в джерелах [4] – [5]. Тому актуальним є дослідження впливу нестационарного обтікання літака схеми «біплан» на його аеродинамічні характеристики.

Постановка задачі

Метою статті є визначення оптимальних параметрів системи несучих поверхонь в умовах нестационарного обтікання, при яких досягаються найкращі аеродинамічні характеристики.

Особливості фізичного обтікання

Загальновідомо, що вплив аеродинамічної нестационарності росте з ростом числа Струхаля,

$$Sh = \frac{b\omega}{V},$$

де b – характерний геометричний розмір,

ω – частота зміни кінематичного параметра, V – швидкість польоту.

З даного твердження випливає очевидний висновок: чим швидше змінюється кінематичний параметр і чим менше швидкість польоту, тим більше частка нестационарних сил.

В зв'язку зі складністю математичного моделювання процесу нестационарного обтікання крила, в даній роботі використовуються експериментальні дані дослідження нестационарного обтікання крила [6].

При коливаннях крила на верхній поверхні може виникати відрив ламинарного потоку біля носика профілю, відрив турбулентного потоку біля задньої кромки. Обидва відриви активно взаємодіють із зовнішнім потоком при коливальному русі крила. Розподіл тиску по профілю у такому випадку наведений на рис. 1.

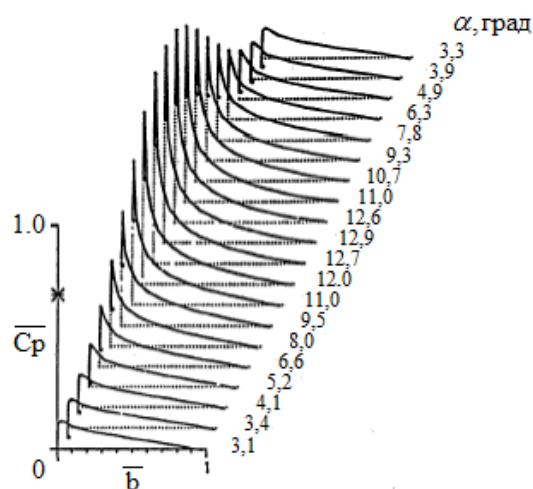


Рис. 1. Типовий розподіл тиску уздовж хорди крила під час коливального руху при динамічному зриві профілю *NACA 0012* ($Re=3,9 \cdot 10^6$, $M=0,3$) [6]

На рис. 2 приведені розподіли тиску на профілі в різні моменти обтікання та лінії току вихрового обтікання, що розвивається. Обтікання має явно виражений період і амплітуду [7].

Коливання крила являється генератором вихрів, що конвертуються по потоку і формують обтікання профілю приєднаними вихрами аж до взаємодії їх з відривним вихром. Після відриву вихрів розвиток нестационарного обтікання періодично повторюється. В результаті обтікання передньої кромки виникає сильне падіння коефіцієнту тиску, яке зберігається вздовж всього періоду. У задньої кромки профілю в кінці періоду формується відривний вихор зворотного обертання, котрий просувається до передньої кромки, взаємодіє з вихром, що розвивається від передньої кромки [9].

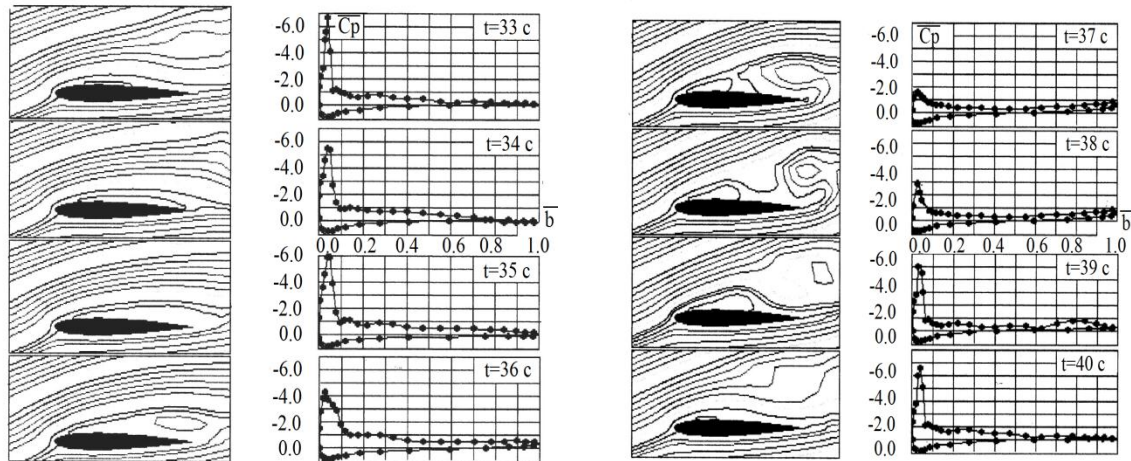


Рис. 2. Динаміка розвитку нестационарного обтікання профілю по часу ($M = 0,5$, $\alpha = 13^\circ$) [8]

Взаємодіючи вихрі відриваються. Зворотній вихор створюється течією у нижній поверхні. При відриві потоку стрибок біля передньої кромки зникає, потім починає повільно зростати в силі і нестационарне обтікання повторюється.

Методика рішення

Як бачимо з рис. 2, характер поширення відривного потоку при нестационарному обтіканні крила дуже схожий з випадком відриву потоку при стаціонарному обтіканні.

Таке припущення, використовуючи комп'ютерне моделювання процесу стаціонарного обтікання системи несучих поверхонь, дозволить врахувати вплив інтерференції між несучими поверхнями, а саме шкідливий ефект затінення однієї несучої поверхні іншою. Для вирішення задачі використаємо панельно-вихровий метод симетричного обтікання.

Розрахункова модель

Розрахункова модель системи несучих поверхонь зображена на рис. 3. Основні характеристики моделі наведені в табл. 1.

Таблиця 1.

Характеристики моделі

№	Параметр	Значення
1.	Профіль крила	NACA0012
2.	Площа крила, m^2	9
3.	Хорда, м	0,6
4.	Кут атаки, град	15
5.	Число Рейнольдса	10^6

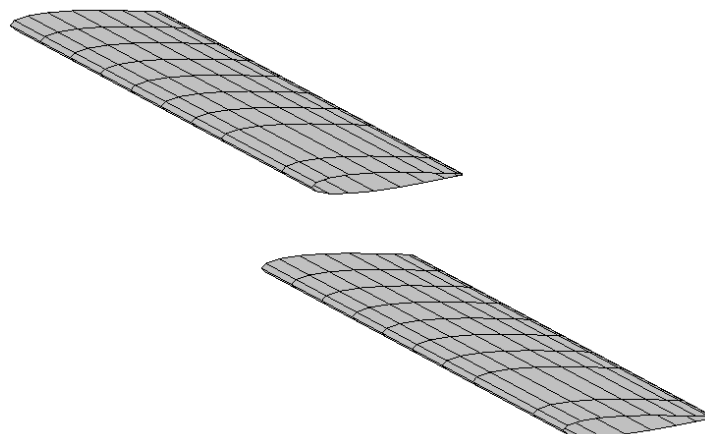


Рис. 3. Розрахункова схема моделі

Для визначення оптимальної схеми розташування несучих поверхонь виберемо основні параметри, котрі будемо варіювати (рис. 4).

До цих параметрів віднесемо відстань по вертикалі між несучими поверхнями H (рис. 4 а) та по горизонталі X_1 та X_2 (рис. 4 б, 4 в).

Результати розрахунку та їх аналіз

Результат впливу параметрів H , X_1 та X_2 на аеродинамічні характеристики системи несучих поверхонь наведено в табл. 2, табл. 3 та на рис. 5-рис.7.

Таблиця 2.

Вплив параметру H на аеродинамічні характеристики системи

H , м	c_x	c_y
2	0,0583	0,48
1.5	0,0575	0,47
1	0,0552	0,45
0.5	0,0525	0,39
0.25	0,0411	0,30

Таблиця 3.

Вплив параметру X_1 на аеродинамічні характеристики системи ($H=1$ м)

X_1 , м	c_x	c_y
2	0,0588	0,47
1.5	0,0583	0,47
1	0,0568	0,46
0.5	0,0550	0,45
0.25	0,0549	0,45

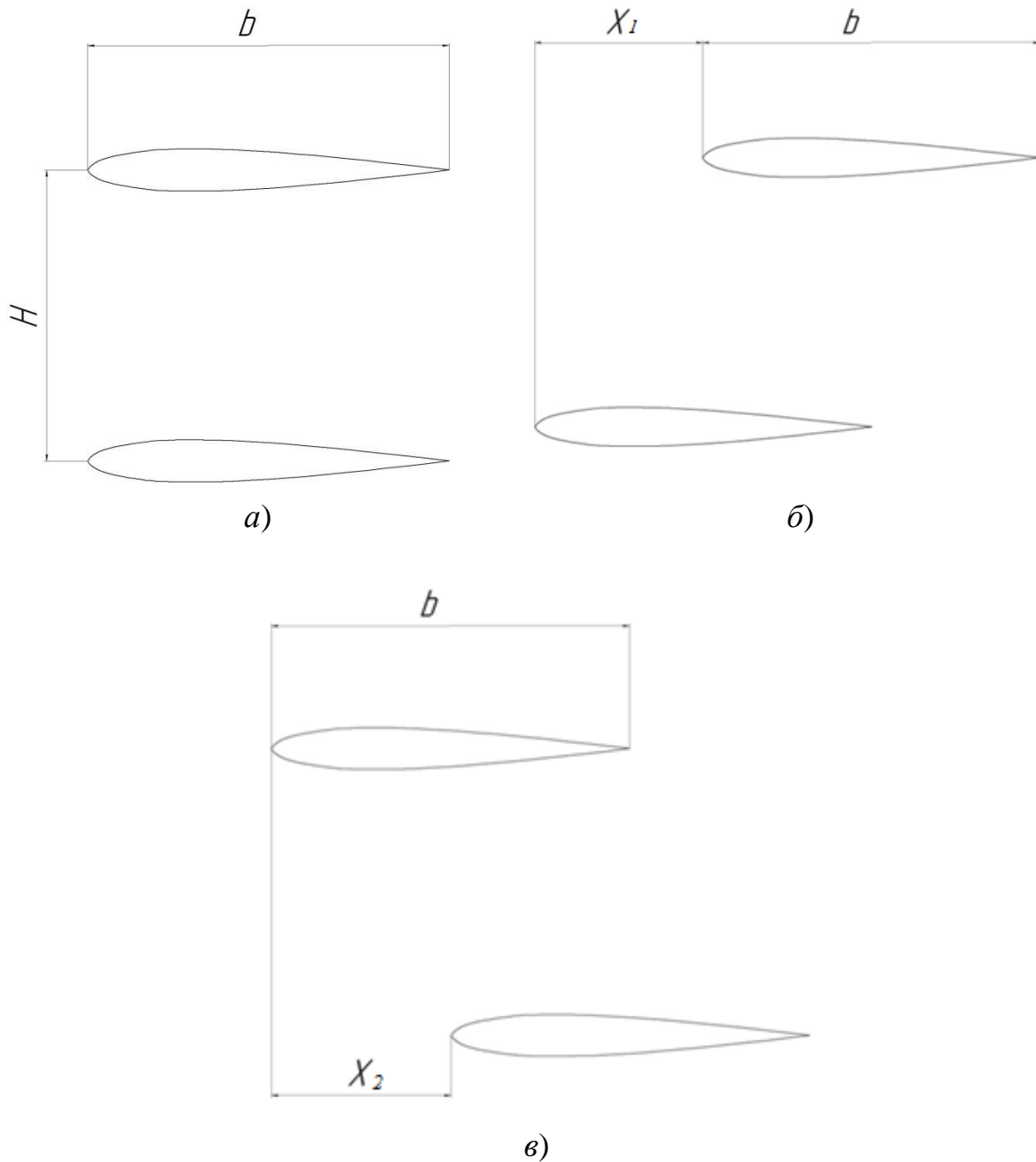
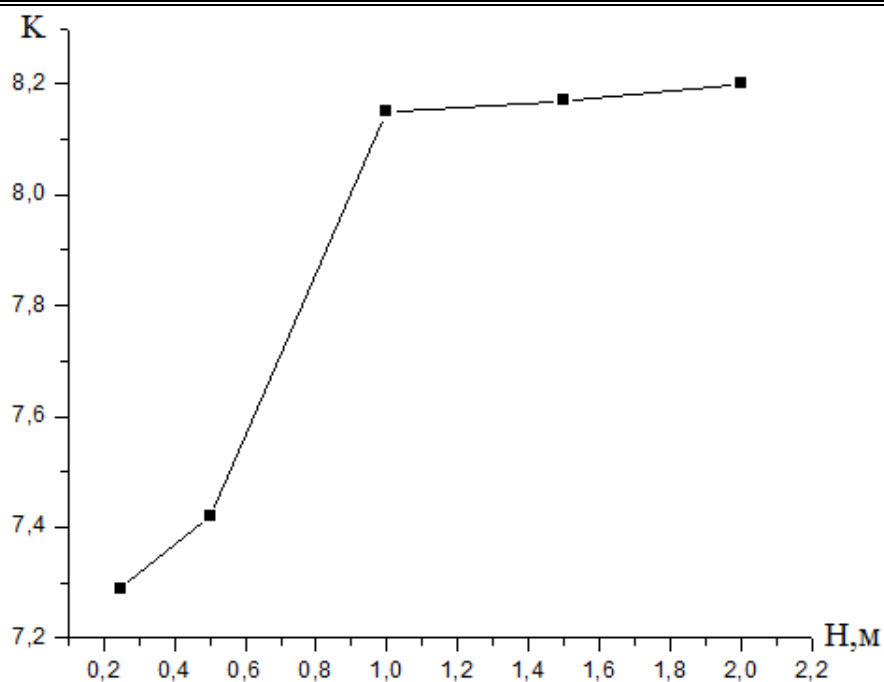
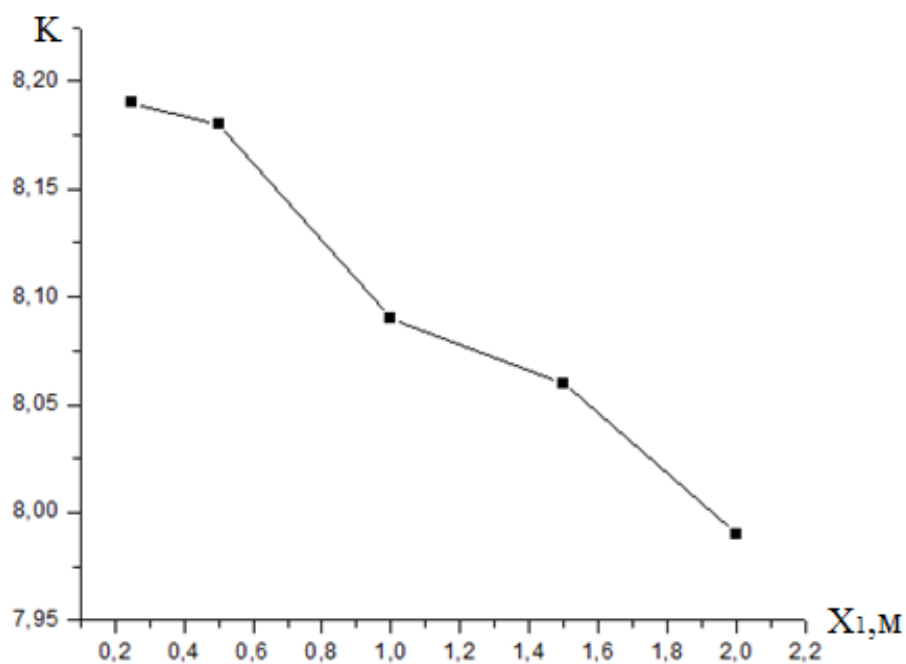


Рис. 4. Визначення основних параметрів системи несучих поверхонь
 a – зміна відстані між несучими поверхнями по вертикалі,
 $б$ - зміщення верхньої поверхні назад по горизонталі,
 $в$ - зміщення нижньої поверхні назад по горизонталі

Графік залежності $K(H)$ для системи зображено на рис. 5. Графік залежності $K(X_1)$ для системи зображено на рис. 6.

Як бачимо, згідно рис. 5, рис. 6 та рис. 7 найбільший вплив на зміну аеродинамічної якості системи викликається зміною параметрів H та X_1 .

Рис. 5. Залежність $K(H)$ Рис. 6. Залежність $K(X_1)$

Висновок

Проведені в статті дослідження дозволили встановити:

1. При збільшенні відстані по горизонталі між несучими поверхнями ($X_1 \leq b$) аеродинамічна якість майже не змінюється. При подальшому збільшенні X_1 , аеродинамічна якість починає різко падати. Причиною

цього являється те, що верхня поверхня починає попадати в зону відривного потоку нижньої поверхні.

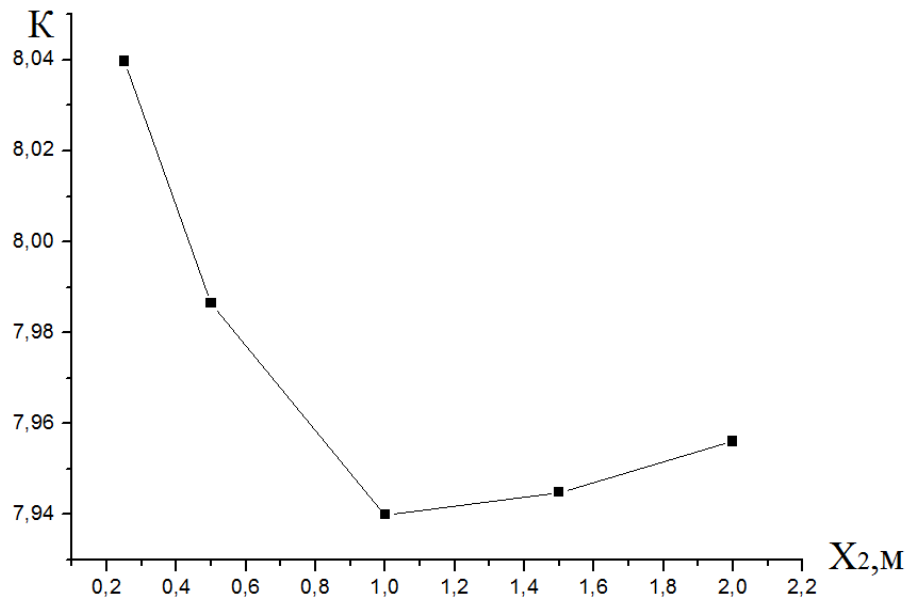


Рис.7. Залежність $K(X_2)$

2. При розташуванні несучих поверхонь на відстані $H \geq 2b$ аеродинамічна якість системи не змінюється, а при $H < 2b$ починає різко падати, що пов'язано з початком впливу інтерференції.
3. Зміна параметру X_2 дуже слабо впливає на зміну аеродинамічної якості.

Наведені вище результати показують, що найкращі значення параметрів системи несучих поверхонь в умовах нестационарного обтікання за критерієм аеродинамічної якості знаходяться в діапазоні $0 \leq X_1 \leq b$ та $H \geq 2b$.

Список використаної літератури

1. Електронний доступ: Последний полет <http://www.lastflight.info/content/category/1/2/30/>
2. Зинченко Д. Н. Аэродинамическое проектирование специализированного сельскохозяйственного самолета / Д. Н. Зинченко, Салими Хаджи-махмуд Фарид, В. М. Ярыгин // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Харків, ХУПС, 2010. – Випуск 3(25), с. 25-31.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ. / Э. Теренбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
4. Ударцев Є. П. Вплив нестационарного руху на аеродинамічні характеристики літака / Є. П. Ударцев, О. В. Швець // Матеріали ІУ міжн. НТК 26-28 квітня 2004. – К.: НАУ. – С. 33.1-33.4.

5. Крыло в нестационарном потоке газа / С.М. Белоцерковский и др. – М.: Наука, 1971. – 767 с.
6. *Myung J. R.* A study of dynamic stall vortex development using two-dimensional data from AFDD oscillating wing experiment// NASA/TM-2002.
7. 211857. 2002. 96 с. Pulliam, T. H. „Euler and Thin layer Navier Stokes codes: ARC2D, ARC3D” // Computational fluid dynamics. 1984. 15.43-15.66 p.
8. *Мак Кроски В.*, Филлип С. Нестационарное обтекание колеблющихся профилей вязкой жидкостью. /Пер./. Ракетная техника и космонавтика. 1975. Т. 13, № 1 –357 С.
9. *Эрикссон Е. С.* Анализ возможностей использования вязких нестационарных течений. Аэрокосмическая техника. 1989. № 5. –440 С.

УДК 629.7

О. І. Левченко, Г. А. Вірченко

ОЦІНКА ВПЛИВУ СХЕМИ «ГВИНТ У КІЛЬЦІ» НА ЗЛІТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Вступ

Повітряний транспорт нині є найбільш швидким засобом пересування. Однак, наприклад, збільшення вдвічі крейсерської швидкості польоту літака підвищує його середню шляхову швидкість тільки на 10-15%. Це пояснюється тим, що багато часу витрачається на такі режими як зліт, посадка, маневрування на землі тощо. Оскільки основний об'єм повітряних перевезень здійснюється на відстані від 300 до 1000 км, то зліт і посадка може займати до 50% тривалості всього польоту. Для вирішення такої задачі може бути використана модель літака з поворотними гвинтами на кінцях крила [1]. У роботі проведено аналіз моделі літака з поворотними гвинтами на кінцях крила. Це забезпечує поєднання переваг вертольота, а саме можливість вертикального зльоту й посадки, а також зависання на певній висоті в повітрі, з перевагами літака – набагато більшою швидкістю та дальністю польоту [2]. Основною нерозв'язаною задачею є забезпечення стійкості та керованості створюваного літального апарата при режимі переходу від вертикального польоту до горизонтального і навпаки.