

УДК 533.695.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771352018143905>

А. Є. Попов¹⁹, бакалавр, Д. М. Зінченко²⁰, к.т.н., доцент

ВПЛИВ ТИПУ ОПЕРЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «КАЧКА» НА РОЗПОДІЛ АЕРОДИНАМІЧНОГО НАВАНТАЖЕННЯ ПО КРИЛУ

En

The change of the lifting force distribution on the wing of canard configuration according to the foreplane type is considered in the paper. Numerous aerodynamic calculations for thirteen different configurations of the foreplane forms (rectangular, box, box with rounded corners, round, romb, V-tail with angle of 90° between lifting surfaces, V-tail with angle of 120° between lifting surfaces, U-tail with angle of 90° between lifting surfaces, U-tail with angle of 120° between lifting surfaces, reversed V-tail with angle of 90° between lifting surfaces, reversed V-tail with angle of 120° between lifting surfaces, reversed U-tail with angle of 90° between lifting surfaces, reversed U-tail with angle of 120° between lifting surfaces) were carried out and their effect on the aerodynamic load distribution on the wing was compared.

As a result of the research, it was determined that the U-tail foreplanes have the smallest influence on the distribution of the aerodynamic load on the wing on cruising flight modes. V-tail foreplanes allow you to get larger aerodynamic quality compared to other shapes. The foreplane types that create interference or induction vortices in the wing plane have the most influence on the distribution of aerodynamic load on the wing.

The principal results are presented in the graph form for all combinations.

Ru

Досліджується зміна розподілу підйомної сили по крилу конфігурації ЛА з переднім оперенням залежно від типу переднього оперення. Були проведені чисельні аеродинамічні розрахунки для тринадцяти конфігурацій із різними формами переднього оперення (прямокутна, коробчаста, ко-

¹⁹ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

²⁰ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіакосмічних і роботизованих систем

робчасти із закругленими кутами, кільцева, ромбовидна, *V*-подібна з кутом 90° між несучими поверхнями, *V*-подібна з кутом 120° між несучими поверхнями, *U*-подібна із кутом 90° між несучими поверхнями, *U*-подібна із кутом 120° між несучими поверхнями, зворотна *V*-подібна із кутом 90° між несучими поверхнями, зворотна *V*-подібна із кутом 120° між несучими поверхнями, зворотна *U*-подібна з кутом 90° між несучими поверхнями, зворотна *U*-подібна із кутом 120° між несучими поверхнями) та порівняно їх вплив на розподіл аеродинамічного навантаження на крило.

За результатами проведених досліджень визначено, що найменший вплив на розподіл аеродинамічного навантаження по крилу на крейсерських режимах польоту мають *U*-подібні передні оперення. *V*-подібні передні оперення дозволяють отримати більші значення аеродинамічної якості в порівнянні з іншими формами оперення. Найбільший вплив на розподіл аеродинамічного навантаження по крилу мають ті типи переднього оперення, що створюють інтерференційні або індукційні вихори в площині крила.

Основні результати наведені в графічній формі для всіх комбінацій.

Вступ

Останнім часом все більш актуальною стає задача детального дослідження нетрадиційних аеродинамічних схем літальних апаратів. Це пов'язано із тим, що класична аеродинамічна схема, яка застосовується у більшості літаків, що випускаються масово, практично досягла своєї досконалості. Однією із можливих схем, що здатна покращити льотні характеристики літального апарату, є схема «качка» (схема із переднім горизонтальним оперенням).

Як відомо [1], основною перевагою схеми літального апарату із переднім горизонтальним оперенням (ПГО) є відсутність «втрат на балансування». Проте проведені дослідження [2] показали неефективність подібної аеродинамічної схеми порівняно із класичною у разі практичного застосування до задач авіації загального призначення. Основною проблемою, пов'язаною із схемою «качка», є негативний вплив скошу потоку за переднім горизонтальним оперенням на обтікання крила літака. Дослідження [3] дали уяву про характер впливу потоку за оперенням на крило у залежності від горизонтальної та вертикальної відстаней між площинами крила та оперення, а також куту заклинення між хордами оперення та крила. Проте дослідження впливу передніх оперень «нетрадиційної» форми літальних апаратів схеми «качка» на їх аеродинамічні характеристики відсутні.

Постановка задачі

Метою статті є порівняння впливу різних типів переднього оперення (ПО) на характеристики літального апарату схеми «качка» та розподіл аеродинамічного навантаження по крилу.

Дослідження можливості застосування програмного комплексу *PanSim* для чисельних розрахунків

Для досліджень використовувався програмний комплекс *PanSim*, що виконує чисельні аеродинамічні розрахунки тривимірних компонок за допомогою панельно-вихорового методу. Оскільки коректність результатів, отриманих за допомогою комплексу, залежить від коректності задання вихідних параметрів, було необхідно спочатку виконати розрахунок тривимірної компоновки за відомими аеродинамічними характеристиками та порівняти результати розрахунку за відомими результатами експерименту.

Геометрію компоновки за відомими аеродинамічними характеристиками було взято із досліджень інтерференції крила та фюзеляжу у аеродинамічній трубі змінної щільності *NACA* [4]. Було виконано розрахунок моделі № 13 компоновки фюзеляжу та крила із геометрією, що детально описана у джерелі [4] (рис. 1). Для розрахунку усі геометричні розміри було перераховано у метричну систему.

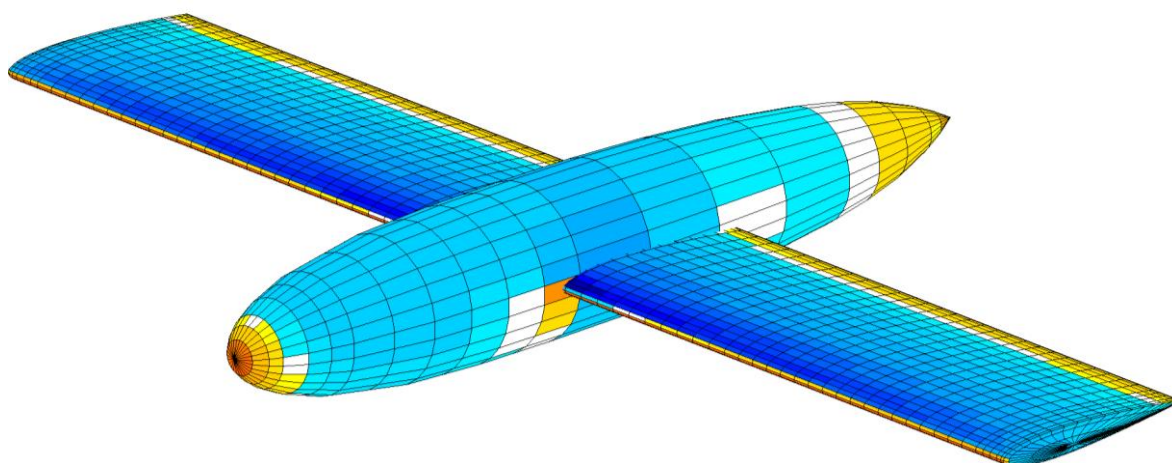


Рис. 1. Модель компоновки крила та фюзеляжу, побудована у середовищі *PanSim*

Розрахунок проводився для компоновки фюзеляжу із «приєднаним» крилом, фюзеляжу із «неприєднаним» крилом та масштабованої у 10 разів компоновки із «неприєднаним» крилом у діапазоні кутів атаки $-4^\circ \dots +20^\circ$ відносно поздовжньої осі фюзеляжу за число Рейнольдса 3 100 000. На етапі порівняння кількість панелей у компоновці із «приєднаним» крилом дорівнювала 1976, із «неприєднаним» – 1781. Розрахунки проводились у два «проходи» – за діапазонами кутів атаки $+8 \dots +20$ та $+8 \dots -4$, що зумовлено специфікою роботи програми. Кількість ітерацій розрахунку за в'язкістю – 8. Порівняння характеристик, отриманих у результаті розрахунків та за допомогою експерименту наведено на рис. 2 – рис. 5.

Критерієм оцінки точності у даному випадку є мінімальна величина відхилення результатів чисельного розрахунку від експериментальних результатів.

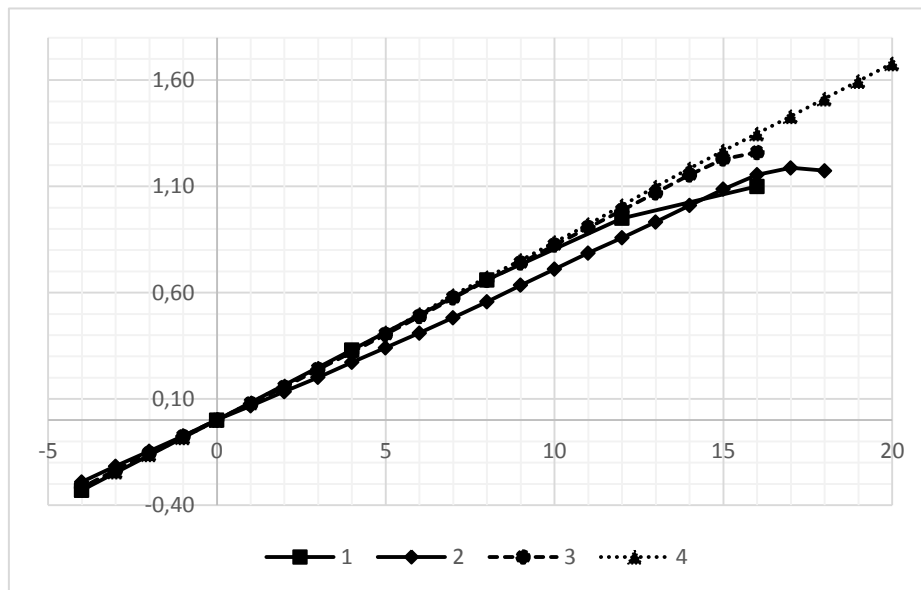


Рис. 2. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки: 1 – експериментальні дані; 2 – модель із «приєднаним» крилом; 3 – модель із «неприєднаним» крилом; 4 – масштабована модель

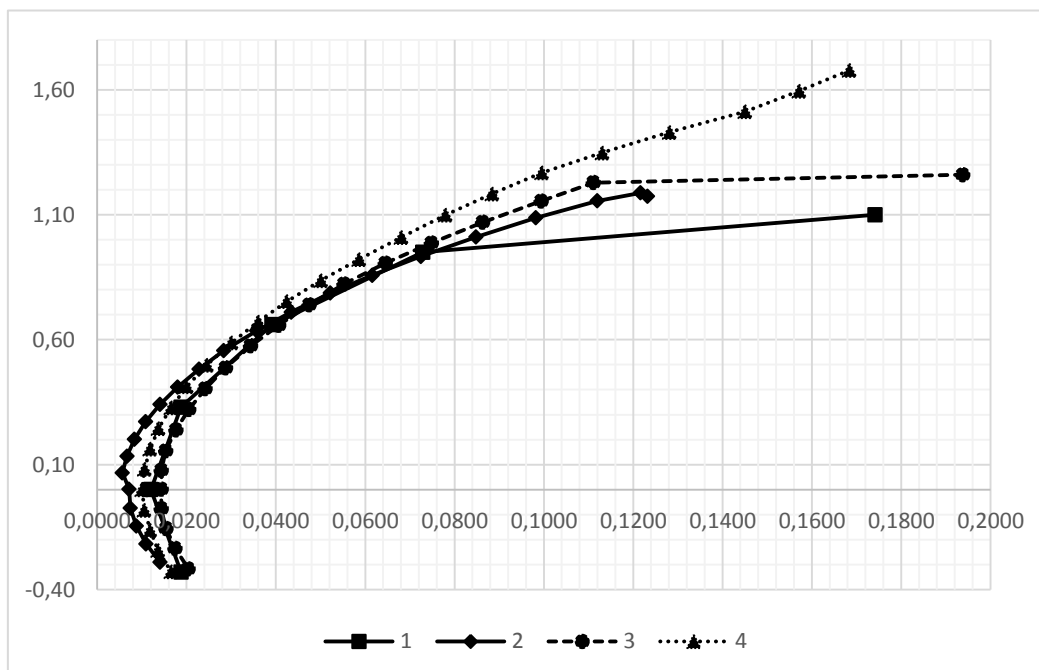


Рис. 3. Залежність коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта опору: 1 – експериментальні дані; 2 – модель із «приєднаним» крилом; 3 – модель з «неприєднаним» крилом; 4 – масштабована модель

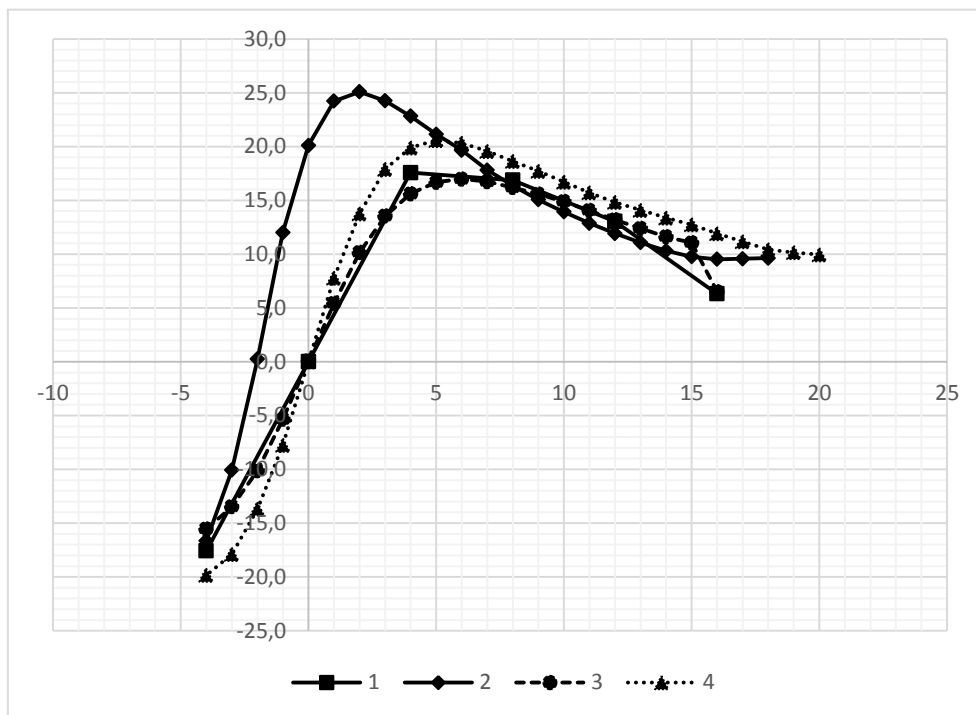


Рис. 4. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки: 1 – експериментальні дані; 2 – модель із «приєднаним» крилом; 3 – модель із «неприєднаним» крилом; 4 – масштабована модель

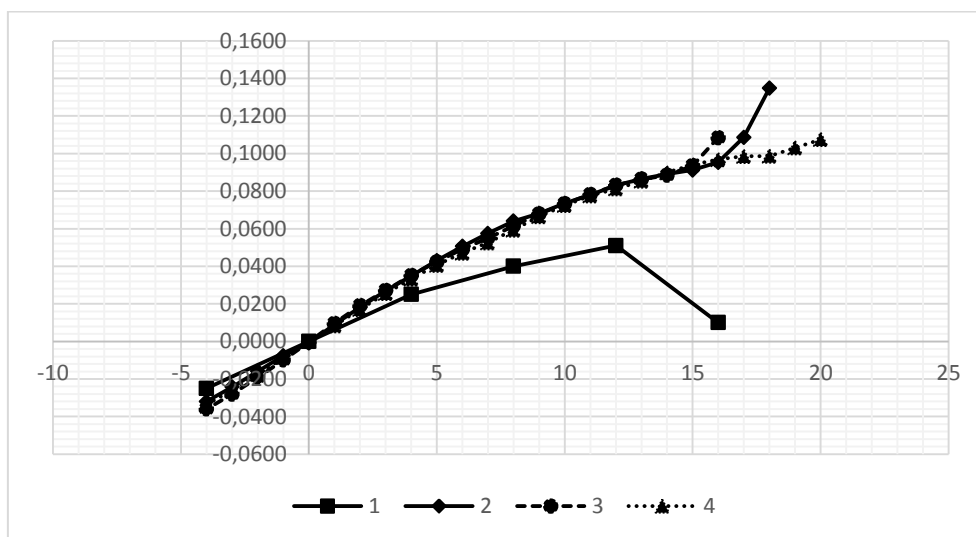


Рис. 5. Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту від кута атаки: 1 – експериментальні дані; 2 – модель із «приєднаним» крилом; 3 – модель із «неприєднаним» крилом; 4 – масштабована модель

Було виявлено, що найбільш близькими до експериментальних є результати розрахунку компоновки із «неприєднаним» крилом. Для цієї компоновки у діапазоні кутів атаки $-4^{\circ} \dots +12^{\circ}$ максимальне відхилення вели-

чини коефіцієнта підйомної сили склало 4 %, а величини коефіцієнту опору – 11,5 %. Помітне збільшення відхилення на великих кутах атаки, тобто на режимах за великими ділянками відриву. Відхилення величини максимального коефіцієнта аеродинамічної сили у такому разі склало 15 % від експериментальних даних. Для всіх компоновок помітне відхилення розрахованих величин коефіцієнтів поздовжнього моменту від експериментальних даних, що може бути пов'язане як із некоректністю розрахунку розташування фокусу крила, так із впливом меж потоку аеродинамічної труби на результати експерименту. У подальших дослідженнях використовувалась модель компоновки фюзеляжу із «неприєднаним» крилом, результати розрахунків для якої можна вважати прийнятними у діапазоні кутів атаки $-4^\circ \dots +12^\circ$.

Приведення різних типів оперень до еквівалентної величини створюваної підйомної сили

У дослідженні розглядалось дев'ять різних типів оперення, а саме: прямокутне, коробчасте, коробчасте із заокругленими кутами, кільцеве, ромбовидне, V-подібне, U-подібне, зворотне V-подібне та зворотне U-подібне. Для останніх чотирьох типів розглядалися варіанти за кутами між несучими поверхнями в 90 та 120 градусів. Схематично форма оперень у вигляді спереду показана на рис. 6: 1 – кільцеподібне оперення; 2 – коробчасте оперення; 3 – ромбовидне оперення; 4 – прямокутне оперення; 5 – коробчасте оперення із заокругленими кутами; 6 – V-подібне оперення із кутом 90° між несучими поверхнями; 7 – V-подібне оперення із кутом 120° між несучими поверхнями; 8 – U-подібне оперення із кутом 120° між несучими поверхнями; 9 – U-подібне оперення із кутом 90° між несучими поверхнями; 10 – зворотне V-подібне оперення із кутом 120° між несучими поверхнями; 11 – зворотне U-подібне оперення із кутом 120° між несучими поверхнями; 12 – зворотне U-подібне оперення із кутом 90° між несучими поверхнями; 13 – зворотне V-подібне оперення із кутом 90° між несучими поверхнями.

Оскільки коректне порівняння оперень із точки зору їх впливу на крило можливе лише за умови створення однакової підйомної сили на однаковому плечі, необхідно було для кожного типу оперення підібрати відповідні геометричні параметри.

Підбір параметрів відбувався за наступним алгоритмом:

- були створені ізольовані моделі для кожного типу оперення з однаковою площею планової проекції та розраховані коефіцієнти підйомної сили для кожного типу;

- для кожного типу оперення розраховувався «коефіцієнт приведення», тобто величина, у яку необхідно було збільшити або зменшити площу відповідного типу оперення. За еталонний коефіцієнт було взято коефіцієнт підйомної сили для прямокутного оперення на куті атаки 5° ;

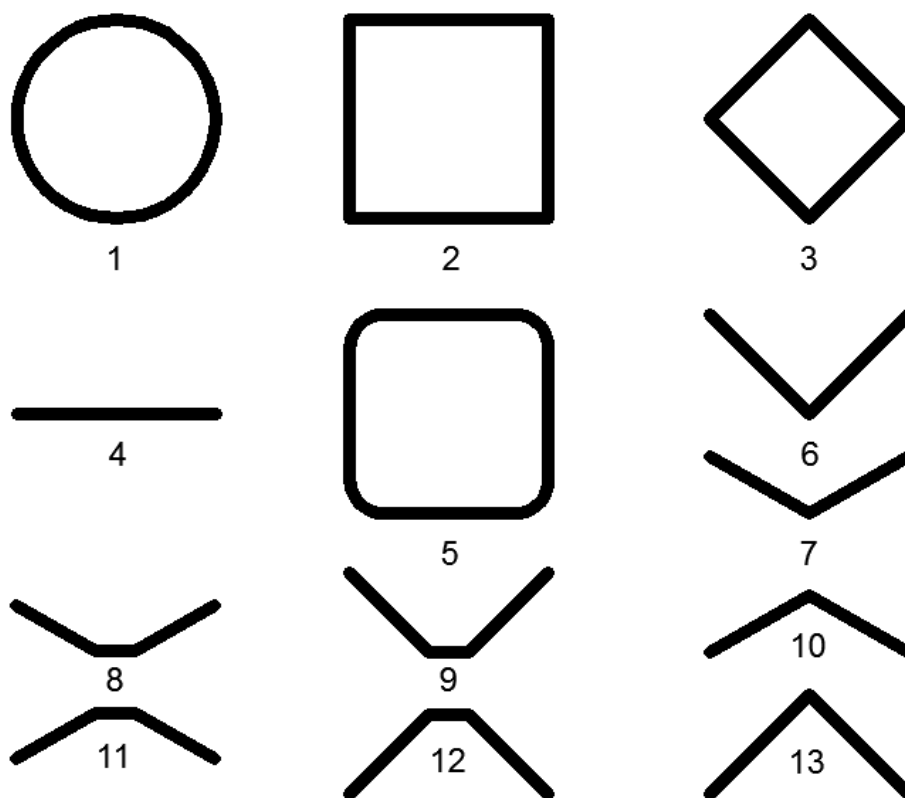


Рис. 6. Схематичні зображення форми різних типів оперень

- геометричні розміри оперень збільшувались або зменшувались у величину квадратного кореня за отриманого коефіцієнту. Аналогічно збільшувалось або зменшувалось число Рейнольдса для розрахунку конкретного оперення;
- виконувався розрахунок величини підйомної сили для перерахованої геометрії різних типів оперень.

На початковому етапі розраховувались оперення за наступними геометричними характеристиками: розмах планової проекції – 0,3 м, хорда планової проекції – 0,032 м, розмах горизонтального пілону для *U*-подібних оперень – 0,06 м, радіус заокруглення для коробчастого оперення – 0,05 м. Розрахунок проводився для числа Рейнольдса 780 000 на куті атаки $+5^\circ$ відносно хорди оперення. Отримані коефіцієнти приведення, перераховані геометричні розміри та числа Рейнольдса, наведено у табл. 1, де: 1 – прямокутне ПГО; 2 – кільцеподібне ПО; 3 – із ромбовидним ПО; 4 – із коробчастим ПО; 5 – із *V*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 6 – із *V*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 7 – із *U*-подібним ПО

(кут між площинами 90°); 8 – із *U*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 9 – зі зворотнім *V*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 10 – зі зворотнім *V*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 11 – зі зворотнім *U*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 12 – зі зворотнім *U*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 13 – з коробчатим ПО із заокругленими кутами.

Таблиця 1.

	Порядковий номер типу оперення						
	1	2	3	4	5	6	7
Отриманий S_u за однакової площі планової проекції	0,38	0,62	0,51	0,77	0,31	0,36	0,32
Коефіцієнт приведення до однакової підйомної сили	1,00	1,65	1,34	2,05	0,82	0,94	0,84
Розмах планової проекції, м	0,3	0,232	0,26	0,21	0,332	0,31	0,33
Хорда планової проекції, м	0,32	0,025	0,028	0,022	0,035	0,033	0,035
Розмах горизонтального пілону, м							0,065
Радіус заокруглення, м							
Число Рейнольдса при перерахунку, тис	780	600	670	540	860	800	850

Таблиця 1. (продовження)

	Порядковий номер типу оперення						
	8	9	10	11	12	13	
Отриманий S_u при однакової площі планової проекції	0,35	0,29	0,34	0,31	0,35	0,73	
Коефіцієнт приведення до однакової підйомної сили	0,93	0,76	0,90	0,83	0,91	1,94	
Розмах планової проекції, м	0,31	0,34	0,32	0,33	0,31	0,22	
Хорда планової проекції, м	0,033	0,037	0,034	0,035	0,034	0,023	
Розмах горизонтального пілону, м	0,062			0,066	0,063		
Радіус заокруглення, м						0,036	
Число Рейнольдса при перерахунку, тис	800	890	820	850	810	560	

Після перерахунку геометричних розмірів отримані значення підйомної сили, створюваної різними типами оперення, співпали. Це дало можливість зробити висновок про коректність застосованого методу приведення.

Розрахунок аеродинамічної якості компоновок та розподілу аеродинамічного навантаження по розмаху крила із різними типами переднього горизонтального оперення

Отримана приведенням до однакової величини створюваної підйомної сили геометрія різних типів оперення була додана до компоновки крила та фюзеляжу із розрахованими раніше характеристиками. Розташування оперення обиралось таки чином, щоб задня кромка оперення співпадала із початком фюзеляжу. Кут установки оперення $+2^\circ$ відносно поздовжньої осі фюзеляжу. Було виконано розрахунки для тринадцяти різних компоновок в діапазоні кутів атаки $-4^\circ..+20^\circ$ відносно поздовжньої осі фюзеляжу. Візуалізація розподілу аеродинамічного навантаження по крилу атаки виконана для кута атаки 3° відносно поздовжньої осі фюзеляжу.

При порівнянні результатів основна увага приділялась характеру розподілу аеродинамічного навантаження по розмаху крила (рис. 7). Також була побудована залежність величини аеродинамічної якості від кута атаки для кожної компоновки (рис. 8).

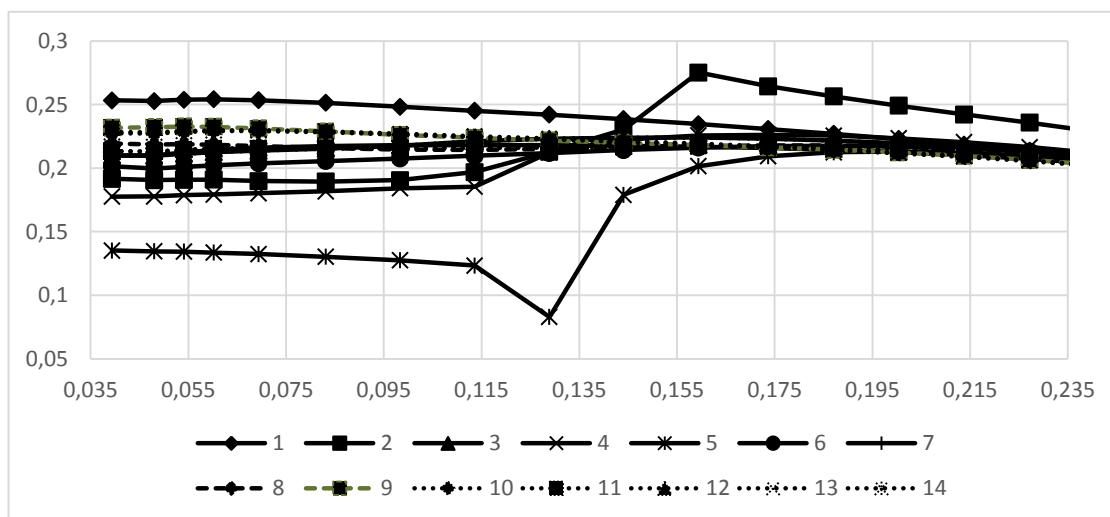


Рис. 7. Розподіл аеродинамічного навантаження на куті атаки 3° по розмаху крила

На рис. 7: 1 – без ПГО; 2 – із прямокутним ПГО; 3 – із коробчатим ПО; 4 – із кільцеподібним ПО; 5 – із ромбовидним ПО; 6 – зі зворотнім U -подібним ПО (кут між площинами 120°); 7 – зі зворотнім U -подібним ПО (кут між площинами 90°); 8 – із U -подібним ПО (кут між площинами 120°); 9 – із U -подібним ПО (кут між площинами 90°); 10 – зі зворотнім V -подібним ПО (кут між площинами 90°); 11 – зі зворотнім V -подібним ПО (кут між площинами 120°); 12 – із коробчатим ПО із заокругленими кутами; 13 – із V -подібним ПО (кут між площинами 90°); 14 – із V -подібним ПО (кут між площинами 120°).

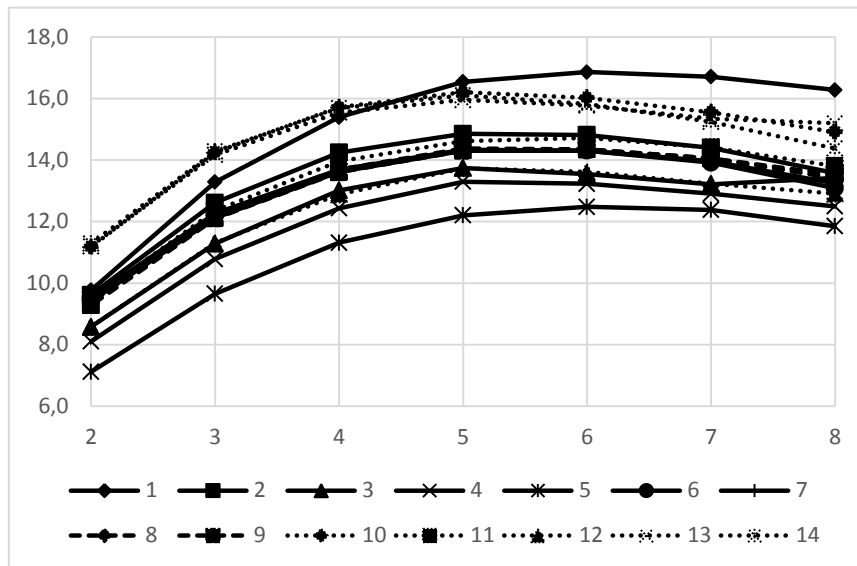


Рис. 8. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

На рис. 8. наведені залежності аеродинамічних якостей від кута атаки для компоновок: 1 – без ПГО; 2 – із прямокутним ПГО; 3 – із коробчатим ПО; 4 – із кільцеподібним ПО; 5 – із ромбовидним ПО; 6 – зі зворотнім *U*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 7 – зі зворотнім *U*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 8 – із *U*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 9 – з *U*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 10 – зі зворотнім *V*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 11 – зі зворотнім *V*-подібним ПО (кут між площинами 120°); 12 – із коробчатим ПО із заокругленими кутами; 13 – із *V*-подібним ПО (кут між площинами 90°); 14 – із *V*-подібним ПО (кут між площинами 120°).

Як бачимо, найбільший вплив на розподіл аеродинамічного навантаження по крилу створюють компоновки із кільцеподібним, ромбовидним та прямокутним оперенням, що виражається у різкому «стрижку» розподілу. Для всіх інших компоновок розподіл аеродинамічної сили по розмаху є більш плавним. Найбільші значення аеродинамічної якості отримані для обох компоновок із *V*-подібним оперенням, а також компоновки із зворотнім *V*-подібним оперенням та кутом атаки між несучими поверхнями 90° .

Висновки

За результатами проведених досліджень визначено, що найменший вплив на розподіл аеродинамічного навантаження по крилу на крейсерських режимах польоту мають *U*-подібні передні оперення. *V*-подібні передні оперення дозволяють отримати більші значення аеродинамічної якості у порівнянні із іншими формами оперення. Найбільший вплив на розподіл аеродинамічного навантаження по крилу мають ті типи переднього опе-

рення, що створюють інтерференційні або індукційні вихори у площині крила.

Список використаної літератури

1. *Torenbeek E.* Advanced aircraft design : conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes / Egbert Torenbeek. – Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2013. – 410 с.
2. *Bruce P. Selberg.* Aerodynamic-Structural Study Of Canard Wing, Dual Wing, And Conventional Wing Systems For General Aviation Applications / Bruce P. Selberg, Donald L. Cronin. – Rolla, Missouri: UNIVERSITY OF MISSOURI-ROLLA, 1985. – 92 с.
3. *Michael W. Keith.* Aerodynamic Canard/Wing Parametric Analysis for General-Aviation Applications / Michael W. Keith, Bruce P. Selberg. // J. AIRCRAFT VOL. 22. – 1985. – №5.
4. *Jacobs, Eastman N.* Interference of Wing and Fuselage from Tests of 209 Combinations in the N.A.C.A. Variable-Density Tunnel / Jacobs, Eastman N., Ward, Kenneth E. – T.R. № 540, N.A.C.A., 1935.