

УДК 532.529.3

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804222020213284>Д. М. Зінченко¹, доцент, к.т.н., С. В. Грицан², магістр

ВПЛИВ ПАРАМЕТРА КОМПОНУВАННЯ СПРЯЖЕНОГО КРИЛА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

En

The topic of the article is the analysis of changes in the aerodynamic characteristics of the joined-wing aircraft. The problem posed at the outset boils down to the calculation of the aerodynamic characteristics of aircraft models with different variants of joined wings.

The article has four main sections:

- The first is an overview of the topic and analogues.
- In the second section, the formulation of the problem is performed.
- The third one presents the analyzed models and substantiated research hypothesis.
- In the fourth section, the results of the calculations and the conclusion are combined.

The work and conclusions about the analyzed material are summarized.

Ru

В работе исследуется влияние компоновки сопряженного крыла конечного удлинения летательного аппарата на его аэродинамические характеристики – коэффициент подъемной силы для определенных углов атаки, аэродинамическое качество, характеристики продольной устойчивости в зависимости от формы, расположения и количества крыльев.

В результате получены основные аэродинамические характеристики различных вариантов сопряженного крыла, проанализировано максимальное значение коэффициента подъемной силы и проведена оценка характеристик устойчивости летательного аппарата.

Вступ

На зорі авіації людина була обмежена лише своєю фантазією. Цей час подарував безліч оригінальних ідей та технічних рішень. На жаль, не всі були однаково ефективні. Одні були зовсім неробочі, інші не могли показати свої переваги у повній мірі. У результаті, у питанні вибору крила, авіабудування зупинилося на рішенні, яке поєднувало у собі найбільшу ефективність за найменших витрат на розрахунок і будівництво – прямому крилі. Науково-технічний прогрес забезпечив відкриття нових конструкційних матеріалів, стрімкий розвиток електроніки, що давали можливість проводити розрахунок складних компонок. Конкуренція в галузі авіаційних перевезень поставило перед конструкторами літаків задачу підвищення паливної ефективності. Заданий термін експлуатації літальних

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

апаратів також значно збільшився. За цих умов перед інженерами постійно виникає питання про збільшення ефективності крила, зменшення масо-габаритних параметрів за поліпшення його аеродинамічних характеристик, у застосуванні нових конфігурацій профілю та впровадженні нових схем побудови літака за зменшення витрат на виробництво і обслуговування. Одним із характерних прикладів інновацій в аеродинаміці стали вінглети, що дозволяють скоротити витрату палива до 7% за рахунок зниження індуктивного опору, але вони є доповненням до готового крила [1].

Перспективним напрямком є збільшення вінглетів до повнорозмірного крила, або інакше, створення крила із закритим контуром, спряженого крила. Теоретично таке рішення повинно збільшувати стійкість, зменшувати індуктивний опір, силу і кількість завихрень, які утворювались на крилі, а також за таку саме площу крила зменшувати габарити літака. Останнє є вкрай актуальним питанням у теперішній час, адже на даний момент існують обмеження на розмах крила [2].

Головним недоліком такої конструкції можна назвати її відносну складність у виготовленні, також можливе незначне погіршення деяких аеродинамічних параметрів, а, внаслідок, експлуатаційних витрат, які, тим не менш, повинні компенсуватися можливостями, пов'язаними із раціональним використанням простору, що звільнився.

Прикладів використання сполученого крила у наш час не багато. Можна виділити лише деякі дослідні зразки, що створювалися у різний час у різних частинах світу. Найближче до масового виробництва був *Ligeti Stratos* – надлегкий літальний апарат із зчленованим крилом, за авторством інженера Чарльза К. Лігеті [3], що показаний на рис. 1. Вперше піднявшись у повітря у 1985 році, літак, за заявами самого Лігеті, досяг чи перевищив всі очікувані льотно-технічні характеристики.



Рис. 1. Літальний апарат «*Ligeti Stratos*»

Постановка задачі

Визначити вплив параметрів компонування літака із спряженим крилом на аеродинамічні характеристики.

Моделювання поверхні

Для моделювання обтікання поверхні розрахункових моделей та визначення аеродинамічних характеристик застосовується широко розповсюджений панельно-вихровий метод (ПВМ) [4], [5].

Визначення впливу параметрів компонування спряженого крила виконується у порівнянні із характеристиками базової дослідної моделі, що складається із обтічного тіла та прямого крила, що наведені у [6]. Геометричні характеристики базової моделі наведені нижче у табл. 1, а зовнішній вигляд на рис. 2.

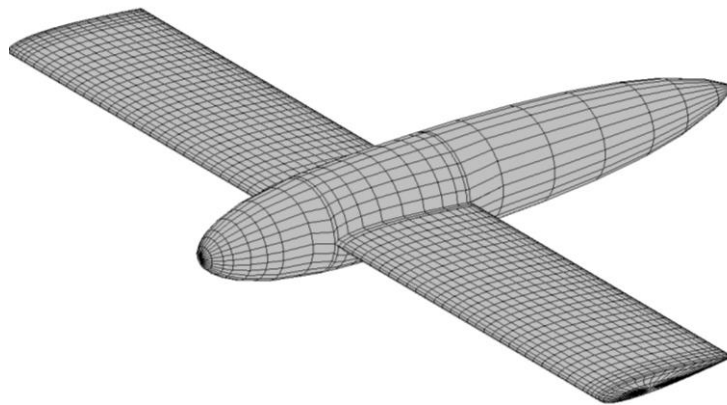


Рис. 2. Базова дослідна модель. Розрахункова модель ПВМ. Зовнішній вигляд

Таблиця 1.

Геометричні характеристики базової моделі

Крило

Розмах крила	l	0,762 м
Хорда крила	b	0,127 м
Площа крила	S	0,097 м ²
Профіль крила		NACA0012
Видовження крила	λ	6

Фюзеляж

Довжина	l_{Φ}	0,512 м
Діаметр	Φ_{Φ}	0,0874 м

Формування розрахункових моделей для дослідження впливу параметрів спряженого крила відбувається за наступними вимогами:

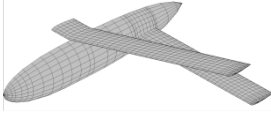
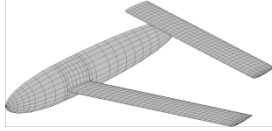
- розрахункові моделі сформовані із симетричних поверхонь для уникнення впливу особливостей аеродинамічних характеристик профілів крила та фюзеляжу;
- передні та задні крила мають однаковий розмах, що дорівнює розмаху крила базової моделі;
- хорда переднього та заднього крила дорівнює $\frac{1}{2}$ хорді базового крила;
- сукупна площа двох крил дорівнює площі базового крила;
- положення $\frac{1}{4}$ хорди переднього крила по вісі X дорівнює 30% довжини фюзеляжу;
- положення $\frac{1}{4}$ хорди заднього крила по вісі X дорівнює 70% довжини фюзеляжу;
- положення крил по висоті розрахункової моделі, кути стрілоподібності та інші параметри буде визначатись в процесі розрахункових досліджень;
- для аналізу аеродинамічних характеристик спряженого крила прийняте компонування із стрілоподібним переднім крилом, через необхідність забезпечення повздовжньої стійкості;
- дослідження впливу параметрів компонування виконуються для розрахункових умов, наведених у першоджерелі, а саме $Re = 3,1 \cdot 10^6$ та $M=0,1$.

Розрахункові моделі

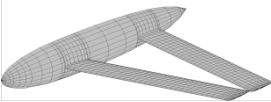
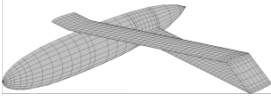
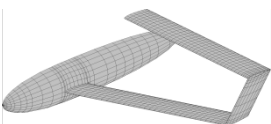
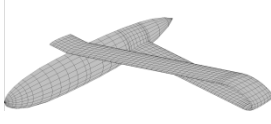
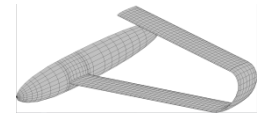
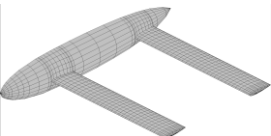
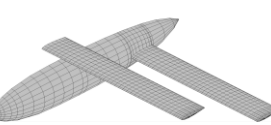
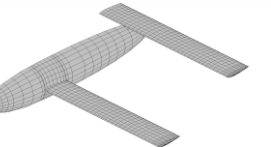
Нижче, у табл. 2 наведені типові розрахункові моделі, що використовуються у дослідженні та їх особливості побудови.

Таблиця 2.

Особливості основних розрахункових моделей

№ моделі	Тип компоновки	Переднє крило	Заднє крило	Тип з'єднання	Зображення
j0y1v y20	Тандем	Стрілоподібне $X=1,37725$ $Y=0,874$	Пряме $X=3,42525$ $Y=0$	З'єднання відсутнє	
j0y10 y2v	Тандем	Пряме $X=1,37725$ $Y=0$	Зворотно-стрілоподібне $X=3,42525$ $Y=0,874$	З'єднання відсутнє	

Розділ 2. Механіка

j0y10 y20	Тандем	Стріло- подібне $X=1,37725$ $Y=0$	Зворотно- стрілопо- дібне $X=3,42525$ $Y=0$	З'єднання відсутнє	
jjy1v y20	Спряжене крило	Стріло- подібне $X=1,37725$ $Y=0,874$	Пряме $X=3,42525$ $Y=0$	Пряма стінка	
jjy10 y2v	Спряжене крило	Стріло- подібне $X=1,37725$ $Y=0$	Зворотно- стрілопо- дібне $X=3,42525$ $Y=0,874$	Пряма стінка	
jry1v y20	Спряжене крило	Стріло- подібне $X=1,37725$ $Y=0,874$	Пряме $X=3,42525$ $Y=0$	Округле- на стінка	
jry10 y2v	Спряжене крило	Стріло- подібне $X=1,37725$ $Y=0$	Зворотно- стрілопо- дібне $X=3,42525$ $Y=0,874$	Округ- лена стінка	
t0	Тандем	Пряме $X=1,37725$ $Y=0$	Пряме $X=3,42525$ $Y=0$	З'єднан- ня відсут- нє	
t0y1v y20	Тандем	Пряме $X=1,37725$ $Y=0,874$	Пряме $X=3,42525$ $Y=0$	З'єднан- ня відсут- нє	
t0y10 y2v	Тандем	Пряме $X=1,37725$ $Y=0$	Пряме $X=3,42525$ $Y=0,874$	З'єднан- ня відсут- нє	

Результати дослідження

Отримані дані продувок були опрацьовані і представлені рис. 4 – 6. У першій групі представлені залежності коефіцієнта підйомної сили від кута

атаки, у другій залежність коефіцієнта аеродинамічної досконалості від коефіцієнта підйомної сили, у третій залежність критерію максимальної дальності від коефіцієнта підйомної сили.

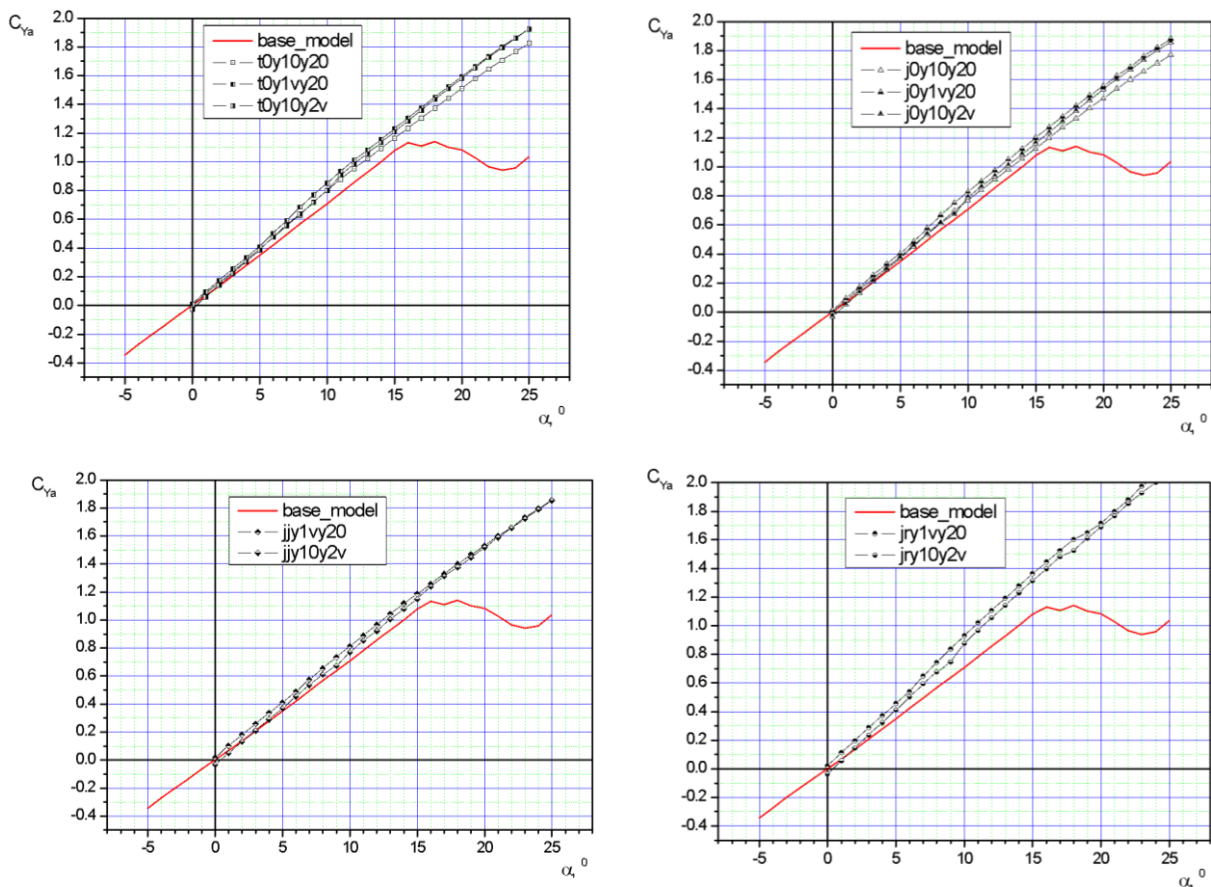


Рис. 4. Залежність $C_{Y_a}(\alpha)$ для розрахункових моделей у порівнянні із базовою моделлю

Висновки

Для визначення впливу особливостей компоновання літального апарату за схемою спряжене крило у дослідженні визначені несучі властивості компоновання, аеродинамічна досконалість K та критерій максимальної дальності $K/\sqrt{C_{Y_a}}$ для прийнятого діапазону кутів атаки. Аналіз отриманих результатів формує наступні висновки:

- спосіб спряження переднього та заднього крил розрахункових моделей не призводить до суттєвої зміни несучих властивостей, як це походить із порівняння залежностей коефіцієнту підйомної сили від кута атаки $C_{Y_a} = f(\alpha)$;
- взаємне розташування переднього і заднього крил разом із способом спряження їх кінцівок визначає інтегральну вихрову систему несучих поверхонь, безпосередньо впливає на індуктивний опір крила та, відпо-

Розділ 2. Механіка

відно, на рівень аеродинамічної досконалості та критерій максимальної дальності;

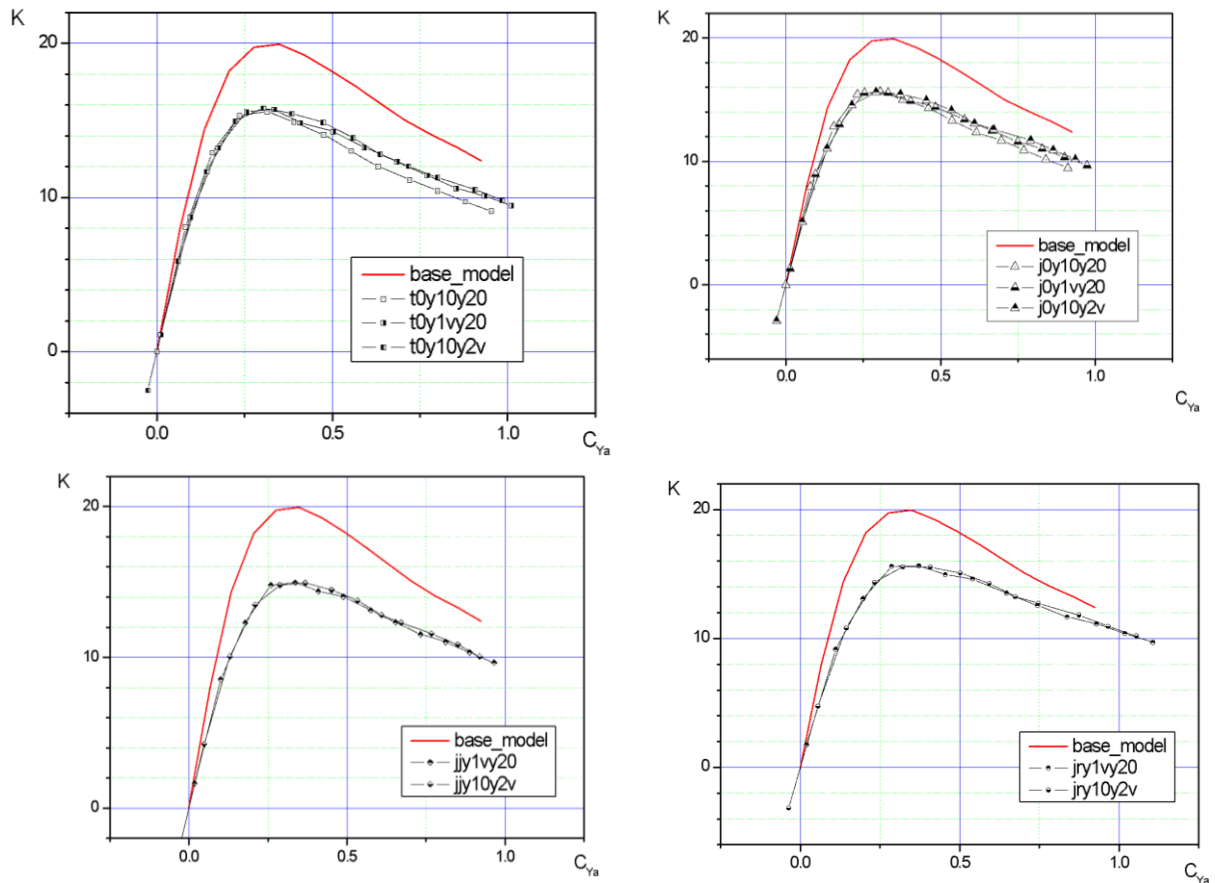
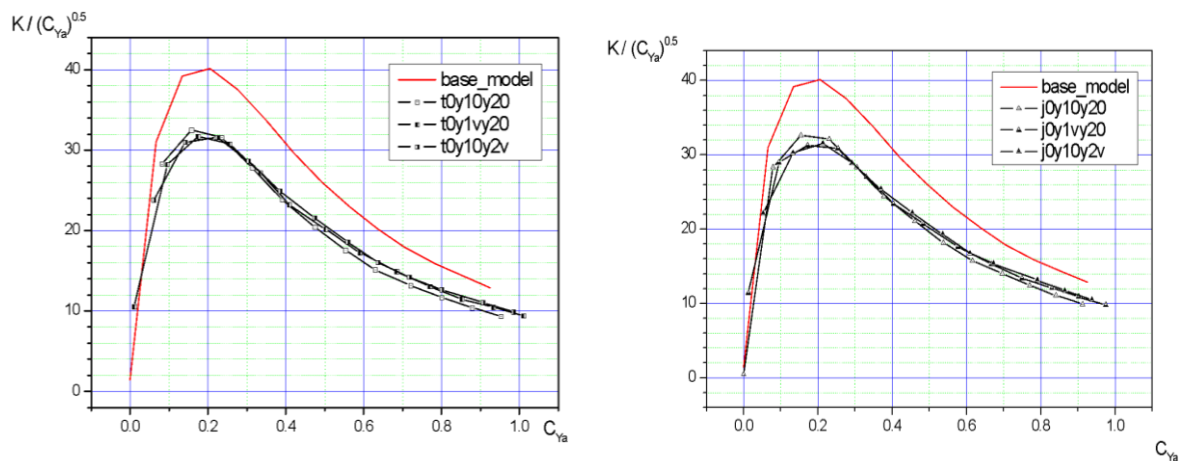


Рис. 5. Залежність $K(C_{Ya})$ для розрахункових моделей у порівнянні із базовою моделлю



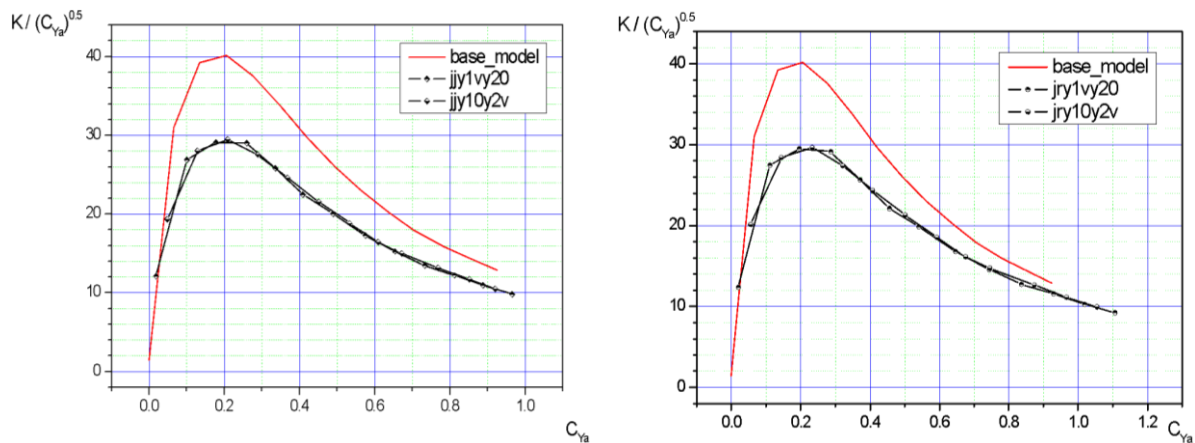


Рис. 6. Залежність критерію максимальної дальності $\frac{K}{\sqrt{C_{Ya}}} = f(C_{Ya})$

- найбільш оптимальним із точки зору максимального значення аеродинамічної досконалості є розрахункова модель *jry10y2v*, що відтворює компонування літального апарату із стрілоподібним низько розташованим переднім та прямим високо розташованим заднім крилами, які поєднуються кінцівкою тунельного типу. Зазначене компонування має максимальне значення аеродинамічної досконалості, що перевищує дані інших моделей на $\Delta K_{\text{MAX}} = +2,6$ од.

За результатами аналізу характеру обтікання елементів типу «крило» розрахункових моделей, найбільш безпечним є застосування розрахункової моделі *jry1vy20* із оберненим розташуванням крил – переднє стрілоподібне крило розташовано угорі, заднє пряме крило розташоване знизу. Розглянутий варіант компонування має дещо менше максимальне значення аеродинамічної досконалості ($\Delta K_{\text{MAX}} = +2,2$ од), проте у разі польоту на критичному куті атаки відрив потоку буде мати місце на початку на стрілоподібному крилі та турбулентне повітря не потрапить на заднє крило, яке, у свою чергу забезпечить автоматичне зменшення кута атаки та перехід літака до режиму сталого обтікання. У випадку із варіантом *jry10y2v*, не зважаючи на дещо кращі характеристики, є ризик потраплення зірваного потоку повітря із переднього крила на пряме заднє та, відповідно, втрати стійкості

Список використаної літератури

1. Москаленко В. О. Исследование характеристик крыла с законцовками различной формы. // В. О. Москаленко, А. И. Цой, А. А. Недогарок / Инженерный журнал: Наука и инновации № 10 (94), 2019 г.
2. Кондратьев В. П. Самолет своими руками / В. П. Кондратьев, Л. Ф. Яснопольский., 1993.
3. Глушков Н. Н. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов / Н. Н. Глушков, Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко., 1989.

4. *Зинченко Д. М.* Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом : дис. канд. техн. наук / Зинченко Дмитро Миколайович – Київ, 2007.
5. *Jacobs E.* Interference of Wing and Fuselage from Tests of 209 Combinations in the NASA Variable-Density Tunnel / E. Jacobs, K. Ward., 1936. – 41 с.