

УДК 629.7, 629.7.022

**О. Л. Лемко, К. О. Предаченко**

## **АНАЛІЗ КОМПОНУВАЛЬНИХ СХЕМ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЗІ СКЛАДЕНИМ КРИЛОМ**

### **Вступ**

Економічна ефективність експлуатації літальних апаратів (ЛА) залежить в значній мірі від аеродинамічної якості та відносної маси конструкції. На сьогодні літаки класичної схеми вичерпали резерви їх удосконалення, для цього потрібний перехід до нових компоувальних схем.

Однією з таких схем являється схема зі складеним крилом, яка відома в різних варіаціях: *joined wing* [1], *box wing* [2], *Prandtl Plane* [3].

Компоувальна схема ЛА зі складеним крилом має ряд суттєвих переваг порівняно з класичною аеродинамічною схемою та конструктивно-силовою схемою вільнонесучого моноплану: забезпечення високих значень аеродинамічної якості [4], суттєво зменшує діючий в лонжеронах згинальний момент завдяки рознесенню консолей по вертикалі [1]. Проте складність форми вносить моменти відносно інших осей і крило потребує відмінної від типової конструктивно-силової схеми кесону [1].

Відомо декілька варіацій компоувки з складеним крилом, але відсутній їх порівняльний аналіз, недосліджене питання стійкості та керованості ЛА с складеним крилом і його поведінка в випадку зривного обтікання, зокрема штопору.

### **Постановка проблеми**

Тому актуальною проблемою практичної реалізації ЛА зі складеним крилом є знаходження оптимальної компоувки за критерієм аеродинамічної якості.

## Розрахункова модель

Для визначення аеродинамічних характеристик використовувався панельно-вихровий метод симетричних особливостей, що реалізований в програмі PANSYM розробки ЦАГІ. Обчислено характеристики ряду компоновок з різним взаємним розташуванням консолей крила, які відрізнялись стріловидністю консолей (рис. 1), та кутом поперечного V (рис. 2). Також компоновки варіювались положенням передньої консолі відносно задньої – з виносом вгору чи вниз.

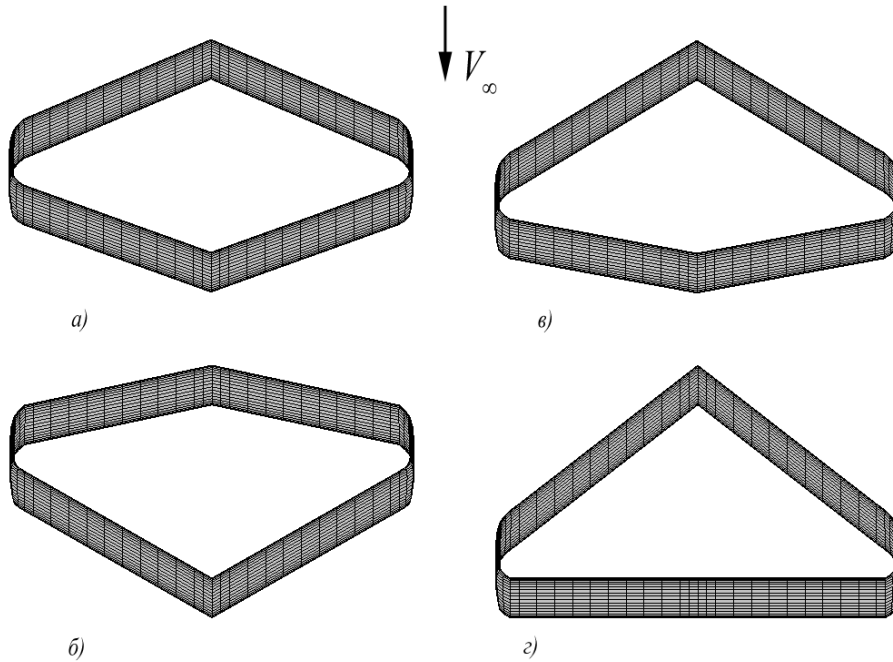


Рис. 1. Вигляд в плані розрахункових моделей ЛА з замкненою просторовою системою крил

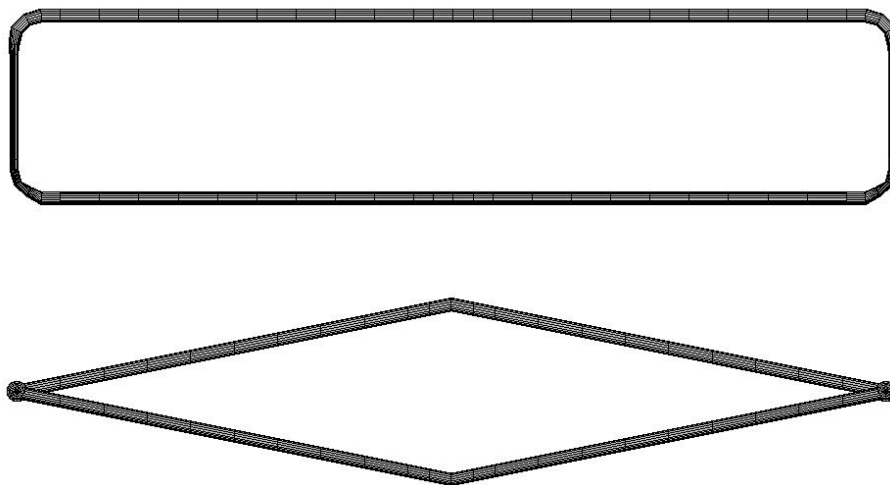


Рис. 2. Вигляд в фронтальній проекції розрахункових моделей ЛА з замкненою просторовою системою крил

## Розділ 1. Інформаційні системи

Таким чином всього було розглянуто 16 компонок – 4 варіанта стріловидності консолі, 2 варіанта поперечного V (відповідно відомим в літературі компоновкам Vох-wing та Joined-wing). Геометричні параметри компонок наведені в таблиці.

**Таблиця**

*Геометричні параметри компонок*

Найменування параметру	Значення для різних варіантів компонок			
	а)	б)	в)	г)
Площа крила, м <sup>2</sup>	20			
Розмах крила, м	10			
Хорда крила, м	1			
Відстань між консолями по вертикалі, м	2			
Профіль крила	P274-15			
Стріловидність передньої консолі, град	22,97	12	30,55	37,73
Стріловидність задньої консолі, град	19,71	29,67	10,39	0
Узагальнений параметр $\bar{x}$	0,43	0,33	0,63	0,77

Для зручності представлення результатів і аналізу їх взаємозв'язку з геометрією, був введений узагальнений параметр  $\bar{x}$ , що визначає стріловидність консолей – координата середини відрізка, який сполучає передню кромку кінцевої хорди передньої консолі крила з задньою кромкою кінцевої хорди задньої консолі крила, віднесений до відстані між аналогічними точками кореневих хорд.

### Критерії оцінки

Для оцінки аеродинамічної ефективності розглянутих компонок запропоновано два критерія оцінки:

- Максимальне значення  $K_{\max} / \sqrt{C_y}$  та відповідне йому значення  $c_{y_{\text{нв}}}$  - яке відповідає максимальній дальності польоту по прямій. Критерій, отриманий з формули Бреге [5] розрахунку дальності польоту, шляхом виключення постійних величин та членів, що не стосуються аеродинамічної компоновки.
- Максимальне значення  $K_{\max}$ , яке відповідає найбільшій тривалості польоту, оскільки вона прямо залежить від витрати палива, яка визначається потрібною тягою силової установки, що безпосередньо пов'язано з значенням  $K_{\max}$ .

## Результати експерименту

Отримані залежності обраних критеріїв оцінки від геометричних параметрів при  $M = 0.15$  та  $Re = 10^6$  (рис. 3 та рис. 4).

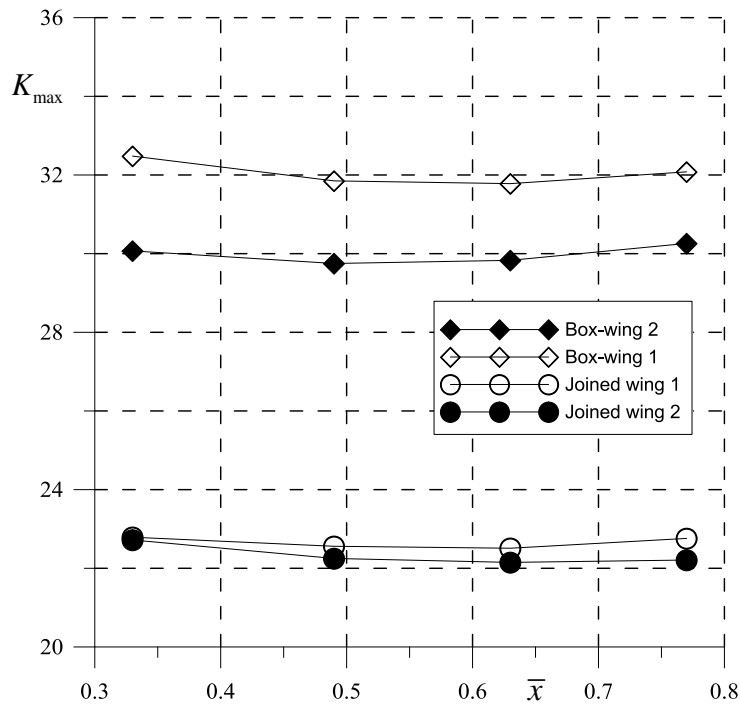


Рис. 3. Графік залежності  $K_{\max} = f(\bar{x})$  для компоновок різних типів, де індекс 2 – розміщення передньої консолі вище задньої, 1 відповідно навпаки

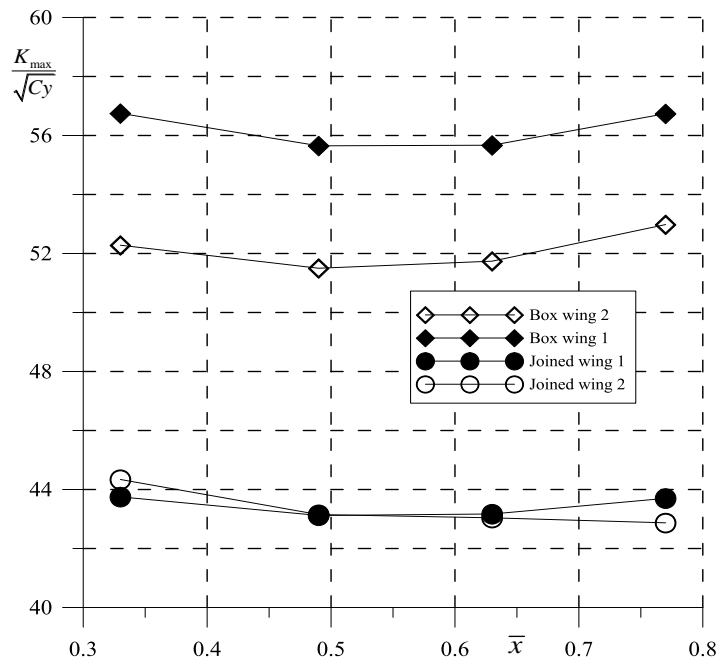


Рис. 4. Графік залежності  $K_{\max} / \sqrt{C_y} = f(\bar{x})$  для компоновок різних типів

**Висновки**

Проведені дослідження дозволяють встановити:

- в компоновці box wing більш ефективним с точки зору критеріїв  $K_{\max}$  та  $K_{\max}/\sqrt{C_y}$  є розміщення переднього крила вище заднього. Для компоновки joined wing вплив взаємного розміщення консолей по вертикалі не суттєвий;
- найкращою за критеріями  $K_{\max}$  та  $K_{\max}/\sqrt{C_y}$  є компоновка типу box wing з стріловидністю переднього крила  $37^\circ$  по передній кромці та нульовою стріловидністю заднього;
- компоновка типу joined wing значно програє компоновці box wing за аеродинамічними критеріями оцінки ефективності внаслідок негативної інтерференції в зоні стику несучих поверхонь, що утворюють гострий кут, і навіть гірше простого плоского крила такої ж площі та розмаху.

**Список використаної літератури**

1. *Wolkovitch J.* The Joined Wing: An Overview, AIAA paper 45285-587, J. Aircraft, 23(2), pp 161-178, 1986.
2. *Luis R. Miranda* “Boxplane wing and aircraft” U.S. Patent n.3834654 Sept.10,1974.
3. *A. Frediani* “Development of an innovative configuration for Transport Aircraft; A project of five Italian universities” / A. Frediani, L. Balis Crema, G. Chiocchia, G. L. Chringhelli, L. Morino XXVII Congresso AIDAA, Roma, 2003.
4. *L. Prandtl* “Induced drag of multiplanes” NACA TN 182, 1924.
5. *Ударцев Е. П., Переверзев А. М., Ищенко С. А.* Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. Киев: КМУГА, 1998 - 136с.