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 компонувальних схем.

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

Компонувальна 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 компоновки 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 компоновки 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.

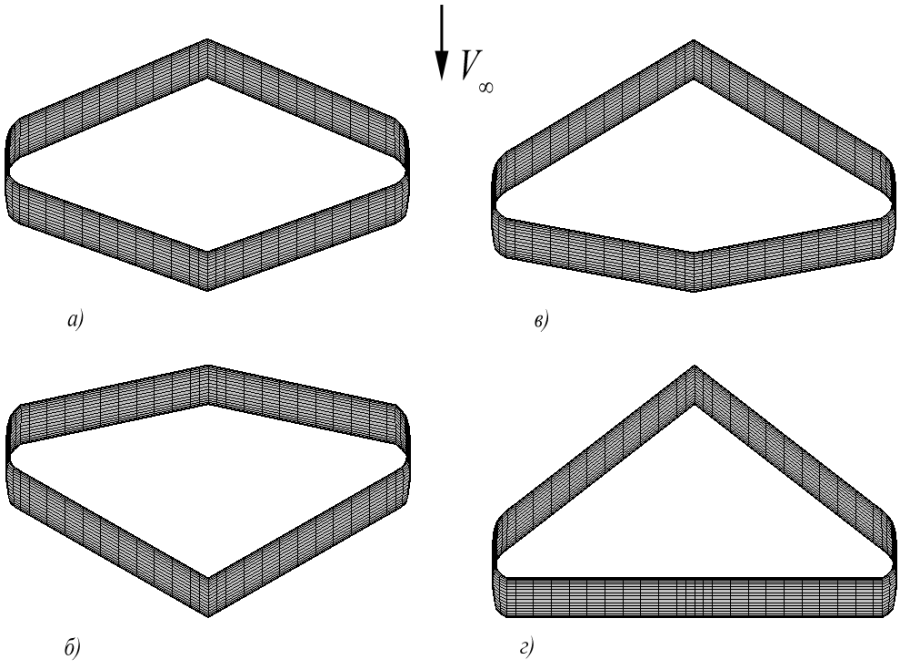

Рис. 1. Вигляд в плані розрахункових моделей ЛА з замкненою просторовою системою крил

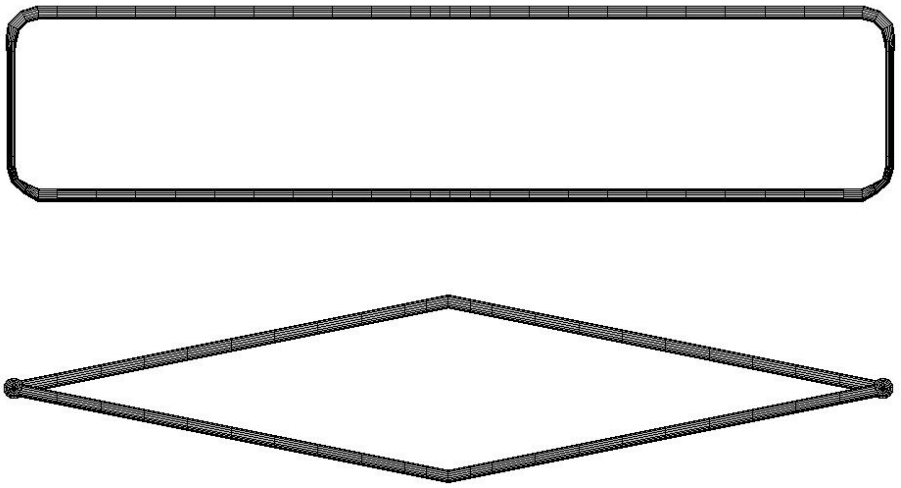

Рис. 2. Вигляд в фронтальній проекції розрахункових моделей ЛА з замкненою просторовою системою крил

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

Таблиця

Геометричні параметри компоновок

Найменування параметру	**Значення для різних варіантів компоновок**			
	***а*)**	***б*)**	***в*)**	***г*)**
Площа крила, м^2	20			
Розмах крила, м	10			
Хорда крила, м	1			
Відстань між консолями по вертикалі, м	2			
Профіль крила	Р274-15			
Стріловидність передньої консолі, град	22,97	12	30,55	37,73
Стріловидність задньої консолі, град	19,71	29,67	10,39	0
Узагальнений параметр $\overline{x}$	0,43	0,33	0,63	0,77

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

Критерії оцінки

Для оцінки аеродинамічної ефективності розглянутих компоновок запропоновано два критерія оцінки:

– Максимальне значення $K_{\max}/\sqrt{Cy}$ та відповідне йому значення $c_{y_{HB}}$ - 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).

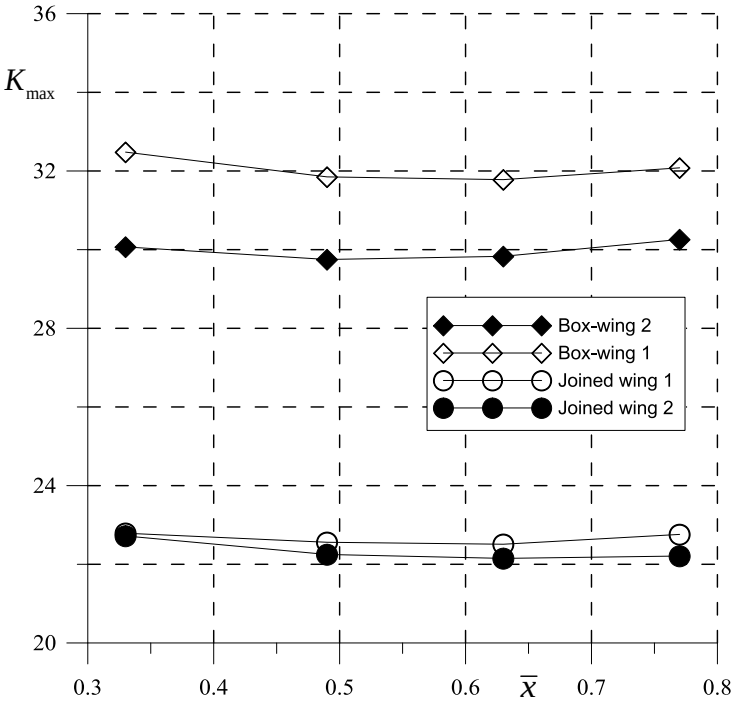

Рис. 3. Графік залежності $K_{max} = f(\overline{x})$ для компоновок різних типів, де індекс 2 – розміщення передньої консолі вище задньої, 1 відповідно навпаки

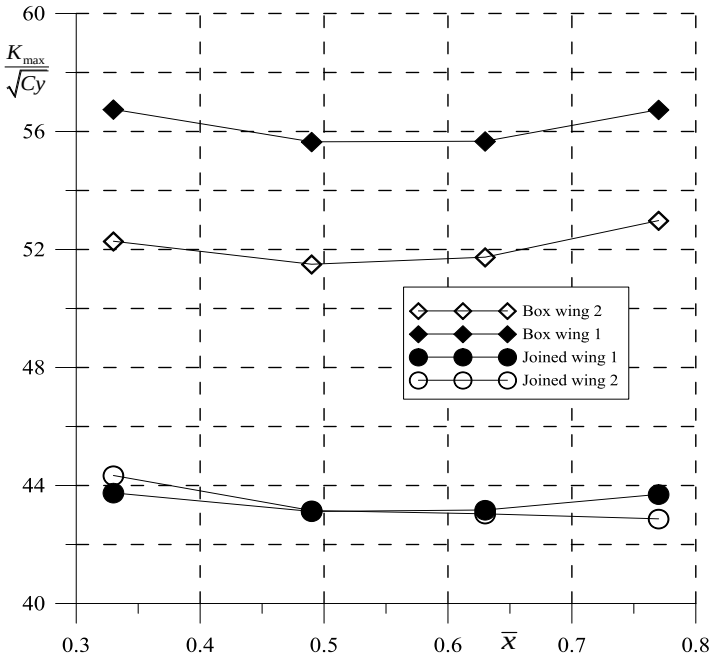

Рис. 4. Графік залежності $K_{max} / \sqrt{Cy} = f(\overline{x})$ для компоновок різних типів

Висновки

Проведені дослідження дозволяють встановити:

- в компоновці box wing більш ефективним с точки зору критеріїв $K_{\max}$ та $K_{\max}/\sqrt{Cy}$ є розміщення переднього крила вище заднього. Для компоновки joined wing вплив взаємного розміщення консолей по вертикалі не суттєвий;
- найкращою за критеріями $K_{\max}$ та $K_{\max}/\sqrt{Cy}$ є компоновка типу box wing з стріловидністю переднього крила 37° 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.