УДК 629.735.3

О. Л. Лемко, Є. О. Кушніренко

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ВИГЛЯД ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА СХЕМИ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО» ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ

Вступ

Велике значення для літальних апаратів (ЛА) «літаюче крило» грає аеродинамічне проектування крила з дуже високим рівнем аеродинамічних характеристик, як у крейсерському польоті, так і на злітно-посадочних режимах. Проте у більшості ЛА «літаюче крило» з умов забезпечення подовжнього балансування на режимах зльоту і посадки механізація передньої і задньої кромки відсутня. Отже, одночасне забезпечення необхідного рівня аеродинамічних характеристик в крейсерському польоті і на злітно-посадочних режимах вимагає комплексного підходу до вибору профілювання крила, а також і вибору його форми в плані [1].

Найбільш суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики «літаючого крила» чинить форма профілів крила. Профілі, що використовуються для ЛА схеми «літаюче крило», за своїми геометричними і аеродинамічними характеристиками дуже істотно відрізняються від звичайних профілів крила «нормальної» аеродинамічної схеми. У роботі [2] показано, що для отримання задовільних характеристик подовжнього балансування ЛА «літаюче крило» необхідно використовувати *S*-подібні профілі.

Як показав досвід будівництва ЛА схеми «літаюче крило», застосування трапецієвидного крила із стріловидною передньою кромкою нерозривно пов'язане з розвитком ідеї ідеального «літаючого крила» [4]. Для її здійснення потрібна велика будівельна висота центропланної частини крила, в першу чергу для розміщення в ній корисного навантаження і силової установки, і, як наслідок, велика довжина кореневої хорди.

Використання трапецієвидних крил в конструкції ЛА схеми «літаюче крило», обумовлене наступними властивостями [1]: оптимальне поєднання довжини кореневої хорди, площі крила і його розмаху можна реалізувати тільки на крилі трапецієвидної форми в плані; збільшення плеча органів подовжнього і путьового управління за рахунок подовженої хвостової частини крила; поєднання в такому ЛА позитивних властивостей стрілоподібного і прямого крил.

Постановка задачі

Оцінити аеродинамічний вигляд перспективного транспортного літака схеми «літаюче крило» великого подовження складної форми в плані. Об'єкт дослідження – аеродинамічні та льотно-технічні характеристики літака схеми «літаюче крило».

Геометричні характеристики літака

«Літаюче крило» має складну форму в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями і двохкільовим вертикальним опереннням.

Крило набране з серії профілів ЛК-1. В силу специфічних особливостей аеродинамічної схеми «літаюче крило» для цих ЛА необхідно використовувати профілі, які мають значення коефіцієнта $m_{z0} \geq 0$ [3]. Характеристики серії профілів наведені в табл. 1.

***Таблиця* 1.**

Геометричні параметри серії профілів ЛК-1

Контури профілів	**Параметри**					
	$\overline{c}$,%	$\overline{x}_{\overline{c}}$,%	$\overline{f}_1$,%	$\overline{x}_{\overline{f}_1}$,%	$\overline{f}_2$,%	$\overline{x}_{\overline{f}_2}$,%
	12.0	21.45	2.5	16.55	-0.1	89.28
	$\overline{c}$,%	$\overline{x}_{\overline{c}}$,%	$\overline{f}_1$,%	$\overline{x}_{\overline{f}_1}$,%	$\overline{f}_2$,%	$\overline{x}_{\overline{f}_2}$,%
	16.0	21.45	2.5	16.55	-0.1	89.28
	$\overline{c}$,%	$\overline{x}_{\overline{c}}$,%	$\overline{f}_1$,%	$\overline{x}_{\overline{f}_1}$,%	$\overline{f}_2$,%	$\overline{x}_{\overline{f}_2}$,%
	20.0	21.45	2.5	16.55	-0.1	89.28

«Літаюче крило» має складну форму в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями і двохкільовим вертикальним опереннням (рис. 1).

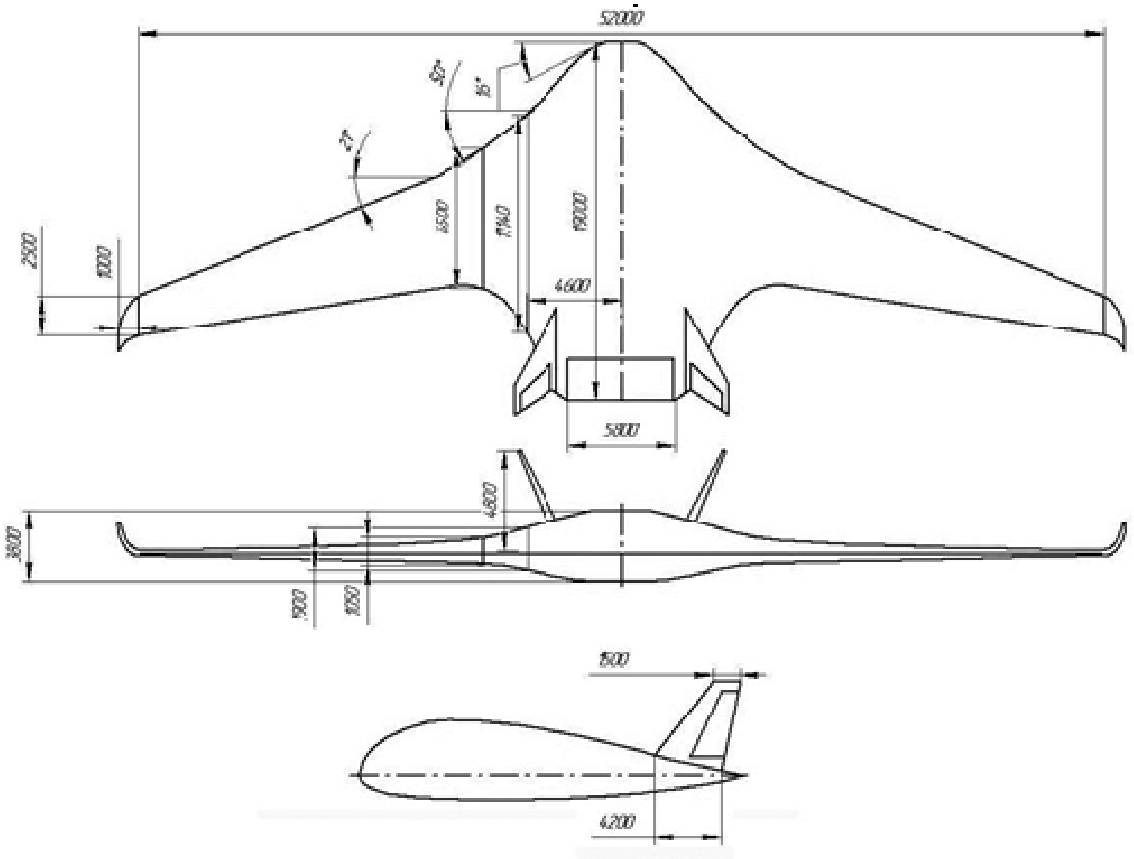

Рис. 1. Розрахункова схема літака

Плавне поєднання консольних частин крила з центропланом і заданий закон зміни максимальної товщини перерізів крила уздовж розмаху забезпечуються тим, що його передня і задня кромки виконані криволінійними. Середня стрілоподібність крила по передній кромці складає близько тридцяти градусів.

Органами поздовжньої, шляхової і поперечної керованості являються руль висоти, розташованій в хвостовій частині центроплану, рулі напряму, які знаходяться на двохкільовому вертикальному опереннні і елерони, розміщені на консольних частинах крила.

Геометричні параметрі ЛА, потрібні для розрахунку, наведено в табл. 2.

***Таблиця* 2.**

Геометричні параметри ЛА

№ п/п	**Основні позначення**	**Формула для визначення**	**Значення**
Крило			
1.	l , м		52
2.	b_0, м		19

№ п/п	Основні позначення	Формула для визначення	Значення
3.	b_k, м		2.5
4.	S, м^2	–	350.6
5.	λ	$\lambda = l^2 / S$	7.7
6.	η		3.6
7.	$\chi_{пк}$, град	–	30
8.	φ, град	–	-5
9.	$\overline{c}_{ср}$		17
Вертикальне оперення			
10.	$h_{во}$, м	–	4.4
11.	$b_{ср\ во}$, м	$b_{ср\ во} = S_{во} / l_{во}$	2.9
12.	$S_{во}$, м^2	–	25
13.	$\overline{c}$, %	–	8
Мотогондоли			
14.	$L_{мг}$, м	–	5.4
15.	$S_{мг}$, м^2	–	4.3
16.	$d_{мг}$, м	$d_{Мэкв} = \sqrt{\frac{4S_M}{\pi}}$	2.33

Аеродинамічні характеристики літака

Розрахунок аеродинамічних характеристик проводився за допомогою програми «***light AirCraft***» [3], заснованої на методі розрахунку аеродинамічних характеристик в параметрах подібності. Нижче представлені деякі результати чисельних досліджень аеродинамічних та льотно-технічних характеристик транспортного літака схеми «літаюче крило» у польотному діапазоні чисел *M*.

На рис. 2 наведено графічну залежність $c_y^{\alpha} = f(M)$, на рис. 3 – $c_{x0} = f(M)$, на рис. 4 – $K_{max} = f(M)$, на рис. 5 та рис. 6 поляри ЛА для чисел $M = 0.4$ і $M = 0.6$, а також залежності $K = f(c_y)$ відповідно.

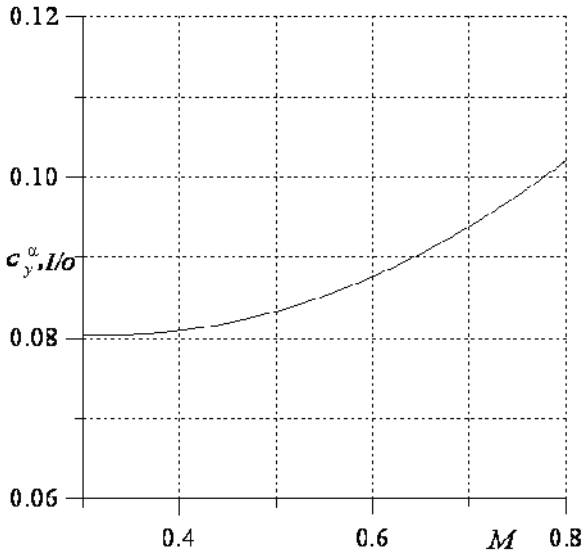

Рис. 2. Графічна залежність $c_y^{\alpha} = f(M)$

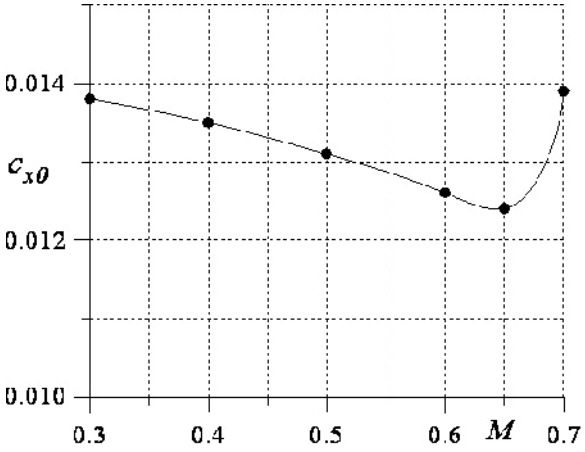

Рис. 3. Графічна залежність $c_{x0} = f(M)$

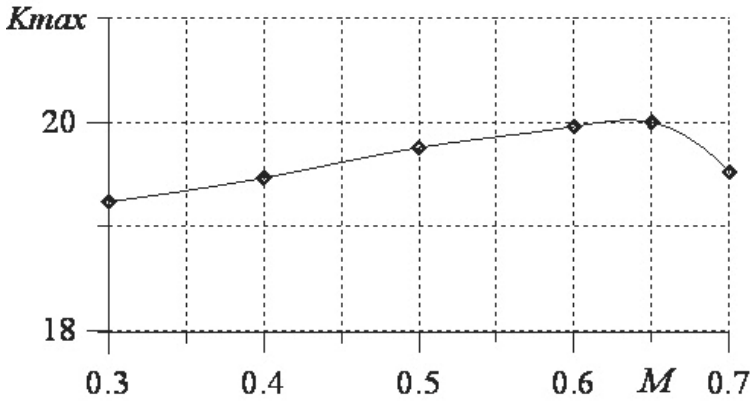

Рис. 4. Графічна залежність $K_{max} = f(M)$

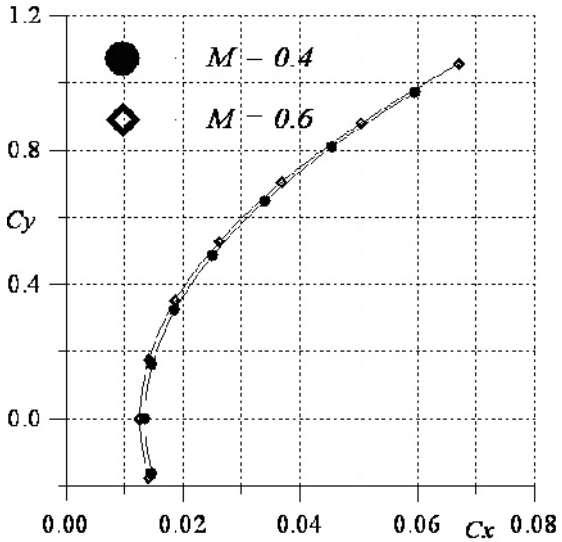

Рис. 5. Поляри літака $c_y = f(c_x, M)$

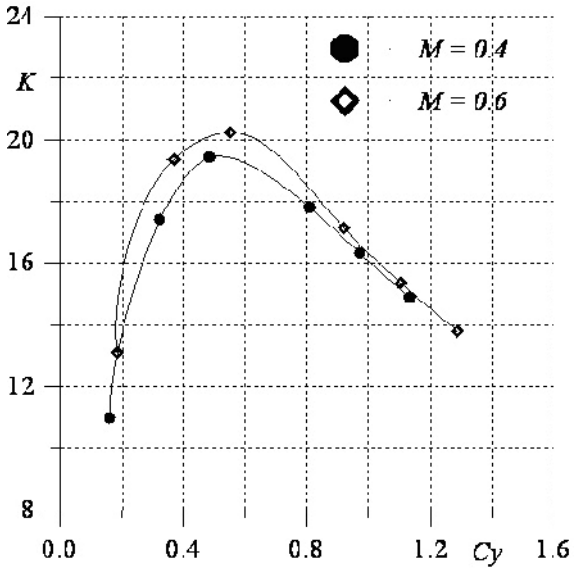

Рис. 6. Графічні залежності $K = f(c_y)$

Основні результати розрахунку зведені в табл. 3.

***Таблиця* 3.**

Аеродинамічні характеристики

α_0,	$\alpha_{кр}$,	c_y^{α},	$c_{y\ мах}$	c_{x0}	A	$K_{макс}$	$\overline{x}_F$	$M_{кр}$
-0.77	14.01	0.085 (M=0.6)	1.17	0.0125 (M=0.6)	0.049	20.6 (M=0.6)	0.28	0.65

Результати аеродинамічних досліджень дають можливість розрахувати основні льотно-технічні характеристики спроектованого літака в діапазоні чисел $M = 0.3 \ldots 0.8$.

Розрахунок дальності і тривалості польоту

Дальність і тривалість польоту є одними з основних показників, що входять в перелік льотно-технічних характеристик ЛА. Вони повинні визначатися інтегрально, для польоту в цілому. Політ в цьому випадку розглядається як послідовність типових етапів (зліт, набір висоти і розгін, крейсерський політ, зниження, захід на посадку, посадка і інші можливі етапи польоту). Досяжні дальність і тривалість польоту обмежені, передусім, запасом палива. Оскільки витрати палива у польоті залежать від швидкості і висоти польоту, досяжне значення дальності тісно пов'язане з тривалістю, тобто часом польоту. Для транспортного літака з великою дальністю і тривалістю польоту основним етапом польоту є крейсерський політ на заданій висоті [1].

Розрахунок максимально можливої дальності та тривалості польоту проводився по методиці [4] при наступних вихідних даних: $m_0 = 150000\ кг,\ m_{пал} = 80000\ кг$, $S = 350 м^2$, $c_{ymax} = 1.17$, $H = 0, 8, 11 км$.

Максимальна дальність польоту у крейсерській конфігурації двигунів визначається за формулою [4]:

$$L_{\max} = 1065 \frac{KM}{c'_{уд}} \ln \frac{1}{1 - \overline{m}_{пал.Г.П}}, \qquad (1)$$

де K – максимальна аеродинамічна якість, $c'_{уд}$- питома витрата пального для крейсерського режиму польоту, $\overline{m}_{пал.г.п}$ – відносна маса палива, яка витрачається на горизонтальний політ. Можна визначити за формулою:

$$\overline{m}_{пал.Г.П} = \overline{m}_{пал} - \overline{m}_{зл} - \overline{m}_{пос}, \qquad (2)$$

де $\overline{m}_{пал}$ – повна відносна маса, $\overline{m}_{зл}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зліт та набор висоти, $\overline{m}_{пос}$ – відносна маса палива на посадку.

Тривалість крейсерського польоту (у год.) при V = const:

$$t_{крейс} = \frac{L_{\max}}{3,6 \cdot V_{крейс}}, \qquad (3)$$

Результати розрахунків представлені на рис. 7 – графік залежності дальності польоту від висоти $L = f(H).$, на рис. 8 у вигляді графічної залежності тривалості польоту від висоти $t = f(H)$.

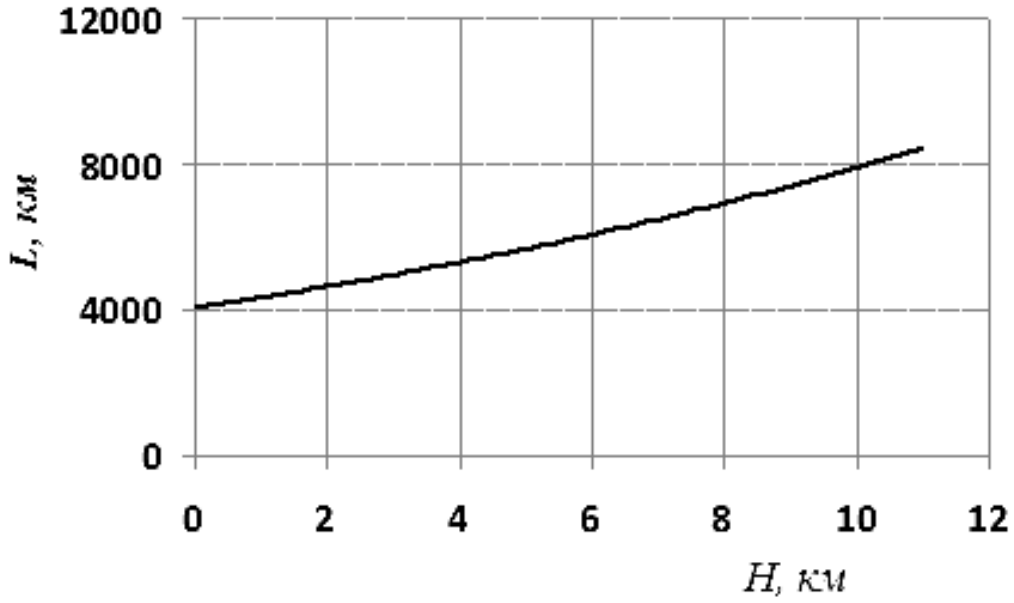

Рис. 7. Залежність $L = f(H)$

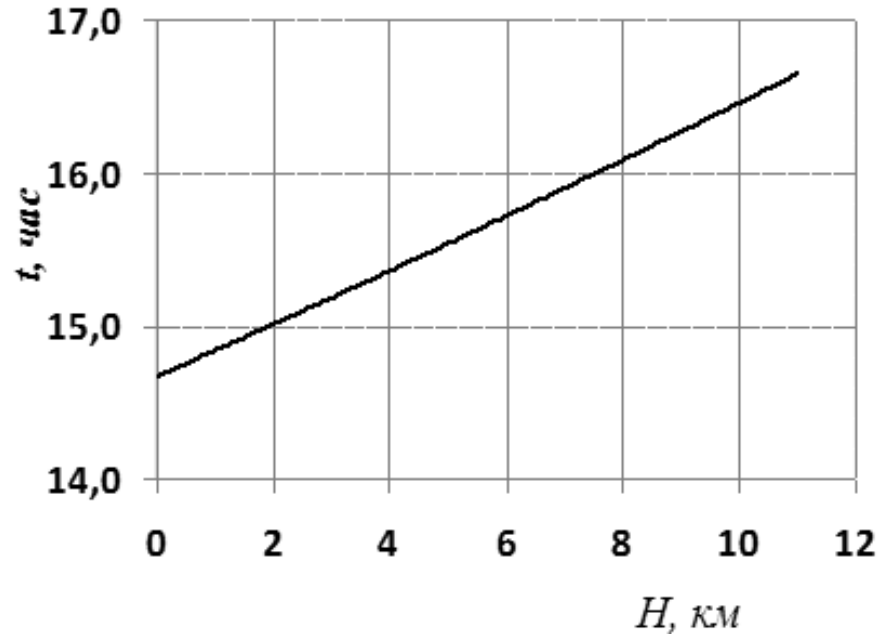

Рис. 8. Залежність $t = f(H)$

Аналіз результатів розрахунку максимально можливих дальності та тривалості польоту ЛА із заданою злітною масою 150000 кг показав, що при відносних масах корисного навантаження $\bar{m}_{пн} = 0.2$ та палива $\bar{m}_{пал} = 0.6$ літак по характеристикам дальності та тривалості польоту можна віднести до далекомагістральних пасажирських літаків.

У табл. 4 наведені розрахункові характеристики дальності та тривалості польоту літака.

***Таблиця* 4.**

Льотно-технічні характеристики

$V_{крейс}$, км/год	$V_{макс}$, км/год	$L_{макс}$, км	$t_{макс}$, год
618	680	8500	16.5

Розрахунок характеристик зльоту та посадки

Розрахунок злітно-посадкових характеристик ЛА проводився за допомогою програми «***light AirCraft***» [3].

У табл. 5 наведено злітно-посадкові характеристики літака.

***Таблиця* 5.**

Характеристики зльоту та посадки

$V_{зв}$, км/год	$V_{відр}$, км/год	$V_{зп}$, км/год	$V_{пос}$, км/год	$V_{макс}$, км/год	$V_{ев}$, км/год	$L_{розб}$, м	$L_{проб}$, м
287	329	373	182	680	330	700	2400

Висновки

На основі отриманих результатів можна зробити наступні висновки:

1. Чисельні методи попередньої оцінки аеродинамічних та льотно-технічних характеристик літальних апаратів схеми «літаюче крило» дозволяють на стадії ескізного проектування досить швидко та ефективно оцінювати основні льотно-технічні характеристики літаків.
2. Запропонована аеродинамічна компоновка транспортного літака дозволяє отримати максимальну аеродинамічну якість до 21 одиниці. Максимально можлива швидкість апарату складає 680 км/год. Розрахункова максимальна дальність польоту складає 8600 км, а тривалість польоту досягає 16.5 годин.
3. Достатньо високі характеристики дальності та тривалості польоту проектованого ЛА стали можливими завдяки використанню аеродинамічної схеми «літаюче крило».
4. Злітно-посадкові характеристики транспортного літака дадуть змогу експлуатувати його з аеродромів І-ІІ класу.

Список використаної літератури

1. *Лемко О. Л.* Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы «летающее крыло»: моногр. // О. Л. Лемко/ – К.: НТУУ «КПИ», 2011. – 324 с.
2. *Лемко О. Л.* Спеціалізовані профілі для літальних апаратів схеми «літаюче крило» // О. Л. Лемко, С. О. Іщенко/ – Вісник НАУ. – 2004. – №3. – С. 53-55.
3. *Лемко О. Л.* Розрахунок льотно-технічних характеристик літального апарату за допомогою персональних ЕОМ середнього рівня // О. Л. Лемко, Ю. О. Невзгляденко, Н. І. Мікова/ – К.: НЦ ВПС України. Зб. наук. пр. № 4. –2001. С. 188-194.
4. *Бадягин А. А.* Проектирование легких самолетов // А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов/ М.: Машиностроение, 1978. – 206 с.