

УДК 533.6.04

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771322016104509>

О. О. Царелунга¹, бакалавр, Г. А. Вірченко², д.т.н., професор

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕННЯ КРИЛА ДОЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

En

In a developing of a new aircraft, especially an unmanned aerial vehicle (UAV), designers are trying to ensure maximum efficiency of its use. To achieve maximum flight range, an important role have the layout of the wing relative to the fuselage.

The modern numerical methods help to model a large number of the wing and fuselage layout variants, without coming to sophisticated equipment for measuring aerodynamic parameters (wind tunnel).

The purpose of the article is to investigate the influence of the wing and fuselage layout on the aircraft flight range. The relevance of the presented task is due to the high importance of the wings arrangement relative to the fuselage for unmanned aerial vehicles (UAVs), where it is important to achieve the maximum flight range, that is, increase its resource.

The proposed methodology for determination of the optimal subsonic aircraft wing position is illustrated by the example of an airplane model containing a wing of a adjusted profile and a fuselage which constructed along circular cross-sections. The choice of the indicators describing the flight range based on the Breguet's formula. It shows relation between the range of flight and the aerodynamic and technical characteristics of an aircraft.

The proposed method for determination of the aerodynamic parameters and calculating the indicators, which are characterizing the maximum flight range, makes it possible to analyze the influence of the aircraft parts interference due to its aerodynamic parameters.

The presented technique for determination of the optimal wing position is universal; it can be used to study the mutual influence of different parts of aircraft, based on the achievement of maximum flight range.

Ru

Главной целью данной публикации является обоснование выбора схемы компоновки крыла дозвукового самолета относительно фюзеляжа на основе показателей, характеризующих максимальную дальность полета. Актуальность представленной задачи обусловлена особой важностью схемы размещения

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» факультет авіаційних і космічних систем

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки

крыла относительно фюзеляжа для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), где задача достижения максимальной дальности полета, то есть увеличения его ресурса, очень важна. Предложенная методика определения аэродинамических параметров и расчета показателей, характеризующих максимальную дальность полета, позволяет анализировать влияние интерференции частей летательного аппарата на его аэродинамические показатели.

Вступ

У авіаційній науці та авіабудуванні вже давно існує поділ літаків у залежності від розташування крила по відношенню до фюзеляжу на високоплан, середньоплан і низькоплан. Причому, треба наголосити, що мова йде про моноплани, тобто про літаки із одним крилом, на відміну від біпланів, трипланів тощо.

Низькоплан – це літальний апарат (ЛА) із низькорозташованим крилом по відношенню до фюзеляжу, тобто воно знаходиться нижче горизонтальної площини, що проходить через подовжню вісь фюзеляжу.

Високоплан – апарат із високорозміщеним крилом, тобто крило вище цієї горизонтальної площини.

За схемою середньоплан крило займає проміжне положення, тобто розташоване у середній частині фюзеляжу у площині, що проходить через подовжню вісь.

У разі розробки нового літака, а особливо безпілотного літального апарату (БПЛА), конструктори намагаються забезпечити максимальну ефективність його використання. Для досягнення максимальної дальності польоту важливу роль відіграє схема розташування крила відносно фюзеляжу.

Аналіз останніх досягнень та публікацій

Відомо, що взаємний вплив частин літака одна на одну викликає опір інтерференції. С. М. Єгер виділяє саме взаємодію крила та фюзеляжу, як ту, що має найбільш значущу долю опору інтерференції літака [1]. Також вказується, що схема середньоплан матиме найменший опір інтерференції серед інших схем, а високоплан матиме майже такі ж характеристики.

Е. Торенбік та І. П. Віслов розглядають ці схеми розташування крила в основному виходячи із експлуатаційних вимог [2–3]. І. П. Віслов приводить параметр « $K_{ав}$ » – коефіцієнт аеродинамічної взаємодії крила та фюзеляжу у залежності від схеми літака. Він показує, що за розрахунками опір інтерференції високоплану буде найменшим.

Згідно Є. П. Ударцева [4], дальності польоту можна поррахувати за формулою (формула Бреге)

$$L = 3.6 \frac{a}{g} \frac{1}{c_p} KM \ln \frac{m_0}{m_1}, \quad (1)$$

де L – дальність польоту, км;

a – місцева швидкість звуку, м/с;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – прискорення вільного падіння;

c_p – питома витрата палива, кг/(Н*год);

K – аеродинамічна якість;

M – число Маха;

m_0 – маса літака у початковій точці, кг;

m_1 – маса літака у кінцевій точці, кг.

Прийнявши, що у разі зміні положень крила відносно фюзеляжу залишаться незмінними a , m_0 , m_1 , c_p , можна порівнювати величини K , M . Виходячи із формули Бреге (1), величина аеродинамічної досконалості $KM \sim L$.

Із залежностей $M = \frac{V}{a}$, де V – швидкість ЛА, $V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}$ можемо прийти до ще однієї безрозмірної величини: $M \sim V, V \sim \frac{1}{\sqrt{c_y}} \rightarrow L \sim \frac{K}{\sqrt{c_y}}$. Тому, порівнявши значення KM , $\frac{K}{\sqrt{c_y}}$ для різних варіантів розташування крила та фюзеляжу, зможемо сказати яка схема буде більш оптимальною із точки зору досягнення максимальної дальності польоту.

Отже, питання впливу розташування крила відносно фюзеляжу на дальність польоту не розглянуте у літературі, досліджено лише залежність між взаємним розташуванням крила із фюзеляжем та опором інтерференції.

Постановка задачі

Провести параметричні дослідження по визначенню показників, що характеризують максимальну дальність польоту дозвукового літака у разі трьох положеннях крила відносно фюзеляжу. Для цього будуть проаналізовані значення безрозмірних величин: максимальна величина аеродинамічної досконалості $(K \cdot M)_{max}$, максимальне відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня із коефіцієнта підйомної сили $\left(\frac{K}{\sqrt{c_y}}\right)_{max}$ у разі різних значень числа Маха (M) і коефіцієнта підйомної сили (c_y).

У ході дослідження визначити оптимальне положення крила літака відносно фюзеляжу із точки зору забезпечення максимальної дальності польоту.

Розрахункова модель

Для визначення аеродинамічних показників використано програму PANSYM. У ній формується модель, що складається із фюзеляжу із зада-

ними геометричними параметрами та крила у трьох варіантах розміщення – високоплан (крило знаходиться вище площини XOZ літака), середньоплан (крило перетинає площину XOZ літака), низькоплан (крило знаходиться нижче площини XOZ літака). Крило перебуває у крейсерській конфігурації (основний режим польоту літака), профіль крила вибрано *NACA 64 3 612*. Нас цікавить лише різниця між трьома варіантами розміщення тому великої ролі геометрія крила та фюзеляжу не відіграє. Розрахунки проводяться при $C_y = 0,1 \dots 1,0$ та $M = 0,5 \dots 0,78$.

Моделі компонування крила з фюзеляжем представлені на рис. 1.

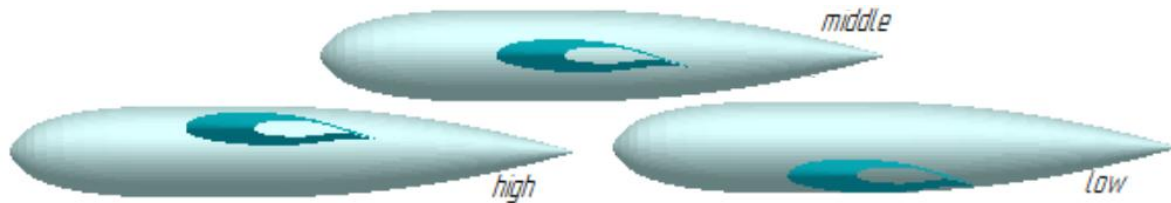


Рис. 1. Моделі компонування крила та фюзеляжу високоплан (*high*), середньоплан (*middle*) і низькоплан (*low*)

Результати обчислення розрахункової моделі

Обчислено коефіцієнт лобового опору C_x у діапазоні значень коефіцієнта підйомної сили та чисел Маха для трьох конфігурацій розміщення крила та фюзеляжу.

Для аналізу результатів обчислено:

- аеродинамічну якість $K = \frac{C_y}{C_x}$;
- аеродинамічну досконалість KM ;
- відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня із коефіцієнта підйомної сили $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$.

Результати наведено у табл. 1-3.

Таблиця 1

Значення коефіцієнту лобового опору C_x моделі для конфігурацій високоплан, середньоплан і низькоплан

M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
C_y	C_x							
0,1	0,0077	0,0077	0,0077	0,0077	0,0078	0,0079		ВИСОКПЛАН
0,2	0,0087							
0,3	0,0111	0,0111						
0,4	0,0147		0,0147	0,0148	0,0149	0,0151	0,0165	
0,5	0,0197	0,0196						

Механіка елементів конструкцій

<i>M</i>	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
<i>C_y</i>	<i>C_x</i>							
0,6	0,0259		0,0254	0,0254	0,0257			
0,7	0,0332	0,0328	0,0327	0,0331				
0,8	0,0417							
0,9	0,0521							
1	0,0655							
0,1	0,0078	0,0077	0,0077	0,0077	0,0077	0,0078		середньо- план
0,3	0,0111	0,0111	0,0111	0,0112	0,0113	0,0114		
0,5	0,0196	0,0195	0,0194	0,0194	0,0194	0,0196		
0,7	0,0330	0,0326	0,0326	0,0330	0,0337	0,0351		
0,9	0,0518	0,0530	0,0549	0,0568	0,0582	0,0628		
0,1	0,009	0,009	0,009	0,009	0,009			низькоплан
0,2	0,010	0,010	0,010	0,010	0,010			
0,3	0,013	0,013	0,013	0,013	0,013			
0,4	0,016	0,016	0,016					
0,5	0,021							

Таблиця 2

Значення аеродинамічної досконалості *KM* моделі для конфігурацій
високоплан, середньоплан і низькоплан

	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
	<i>KM</i>							
0,1	6,4851	7,1336	7,7922	8,4306	9,0206	9,5057		високоплан
0,2	11,454							
0,3	13,562	14,824						
0,4	13,577		16,293	17,579	18,804	19,822	18,148	
0,5	12,703	14,037						
0,6	11,596		14,150	15,330	16,329			
0,7	10,535	11,723	12,836	13,742				
0,8	9,6015							
0,9	8,6455							
1	7,6324							
0,1	6,4516	7,1151	7,8023	8,4635	9,0791	9,6031		середньоплан
0,3	13,537	14,878	16,187	17,457	18,633	19,719		
0,5	12,735	14,102	15,456	16,795	18,041	19,093		
0,7	10,5964	11,806	12,895	13,787	14,561	14,944		
0,9	8,6873	9,3361	9,8307	10,3084	10,8303	10,7484		
0,1	5,342	5,914	6,472	7,019	7,471			ни- зько план
0,2	9,69	10,628	10,608	12,5	13,397			

	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
	<i>КМ</i>							
0,3	11,867	12,472	13,064	15,391	16,484			
0,4	12,407	13,665	13,665					
0,5	11,933							

Таблиця 3

Значення відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня із коефіцієнта підйомної сили $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$ моделі для конфігурацій високоплан, середньоплан і низькоплан

<i>M</i>	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
<i>C_y</i>	k/ <i>C_y</i>							
0,1	41,015	41,015	41,069	41,015	40,751	40,08		високоплан
0,2	51,227							
0,3	49,523	49,211						
0,4	42,937		42,937	42,762	42,475	41,80	38,261	
0,5	35,930	36,095						
0,6	29,942		30,448	30,448	30,117			
0,7	25,185	25,477	25,570	25,269				
0,8	21,470							
0,9	18,226							
1	15,265							
0,1	40,804	40,909	41,122	41,18	41,015	40,490		середньоплан
0,2								
0,3	49,433	49,389	49,256	49,04	48,600	48,004		
0,4								
0,5	36,023	36,262	36,430	36,54	36,449	36,003		
0,6								
0,7	25,330	25,657	25,688	25,35	24,864	23,816		
0,8								
0,9	18,314	17,893	17,271	16,72	16,309	15,106		
1								
0,1	33,785	34,003	34,113	34,150	33,749			низькоплан
0,2	43,335	43,209	43,126	43,001	42,796			
0,3	43,332	41,400	43,367	43,230	42,992			
0,4	39,234	39,283	39,283					
0,5	33,752							

На рис. 2 і рис. 3 представлені графіки залежностей, що основані на отриманих результатах.

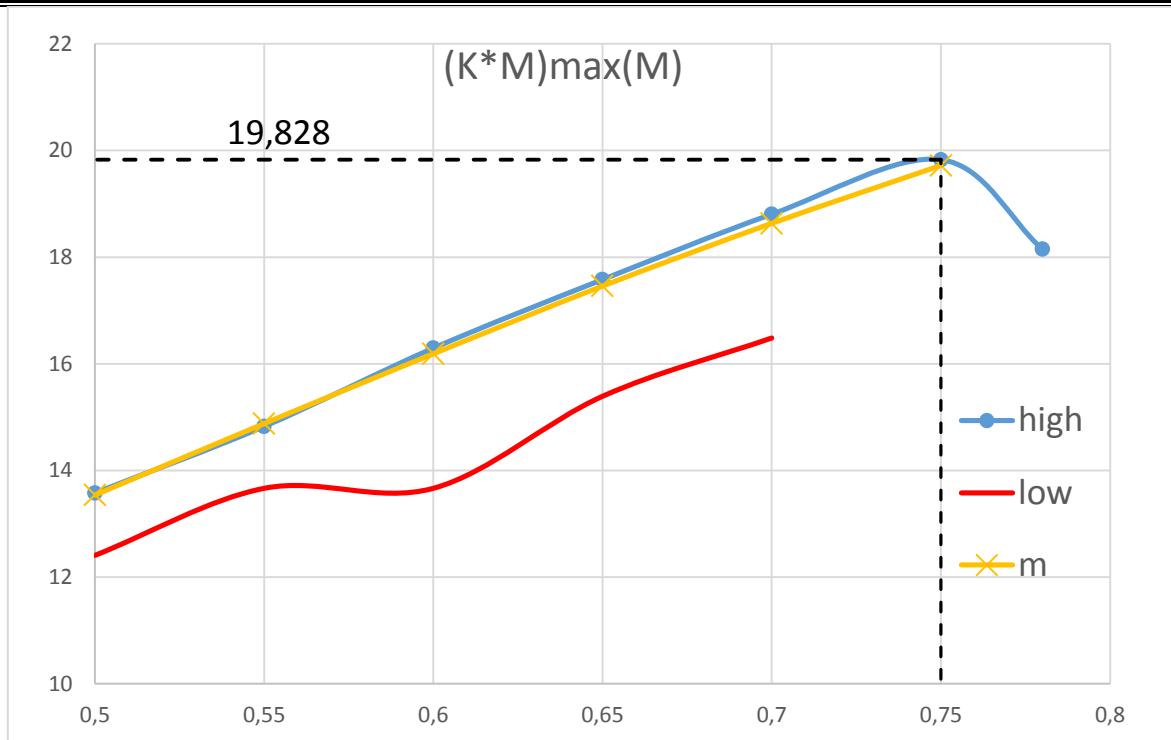


Рис. 2. Графік залежності максимального значення аеродинамічної досконалості KM від числа Маха моделі для конфігурацій високоплан (*high*), середньо план (*m*) та низько план (*low*)

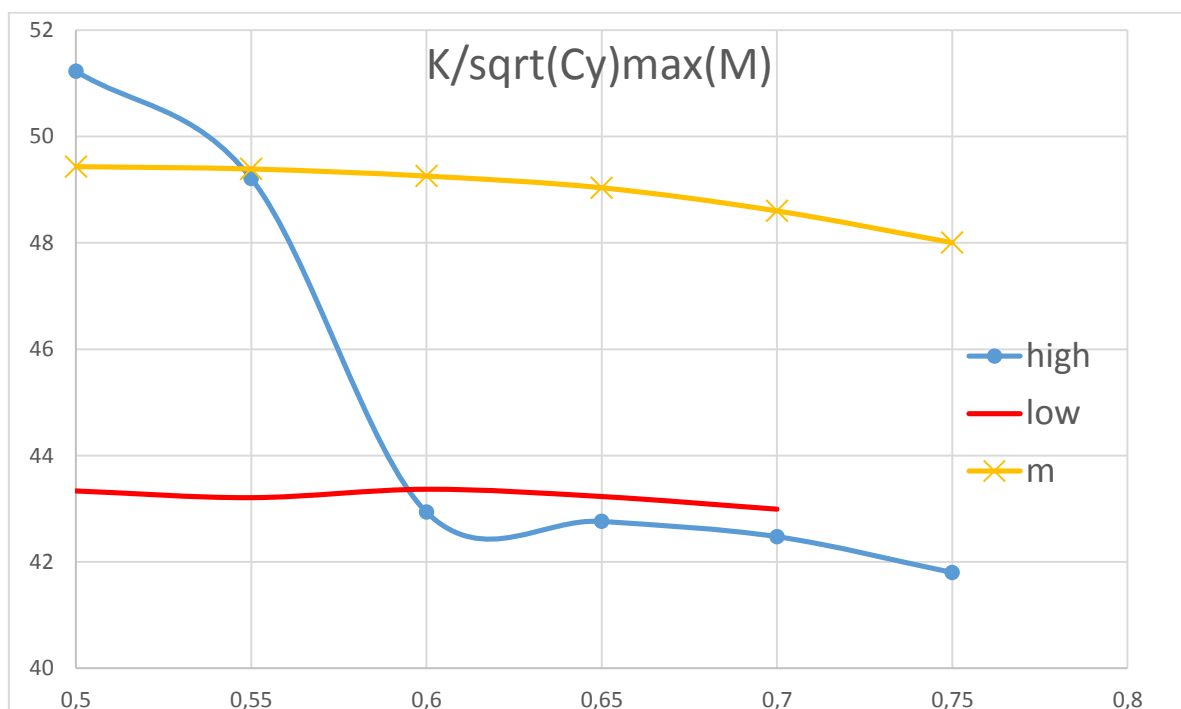


Рис. 3. Графік залежності максимального значення відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня із коефіцієнта підйомної сили від числа Маха моделі для конфігурацій високоплан (*high*), середньо план (*m*) та низько план (*low*)

Висновки

У результаті проведеного дослідження було визначено оптимальну схему розміщення крила відносно фюзеляжу для дозвукового літака, виходячи із умови досягнення максимальної дальності польоту. Для цього було пораховано показники KM та $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$ у діапазоні $C_y = 0,1 \dots 1,0$ та $M = 0,5 \dots 0,78$. Отримані значення KM знаходяться у інтервалі $19,7 \dots 19,8$ для конфігурацій високоплан і середньоплан. Але, виходячи із параметру $\left(\frac{K}{\sqrt{C_y}}\right)_{max}$, кращі характеристики на майже всьому діапазоні чисел Маха має компоновання середньоплан ($48 \dots 49,4$), на відміну від високоплану, де спостерігається різке падіння цього параметра для числа Маха ($>0,55$) – від $49,4 \dots 51,2$ до $41,8 \dots 43,3$.

Отже, у разі проектування дозвукового літального апарата, який експлуатується за числа Маха $M > 0,55$, доцільно використовувати схему середньоплан, якщо це не йде всупереч експлуатаційним вимогам, а за числа Маха $M < 0,55$ краще використовувати схему високоплан. Це сприятиме найкращій ефективності використання літального апарата із точки зору дальності польоту.

Список використаної літератури

1. Єгер С. М. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ С. М. Єгер, В. Ф. Мішин, Н. К. Лісейцев та ін. ред. С. М. Єгер. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
2. Торенбік Е. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. із англ./ Е. Торенбік. – М.: Машиностроение, 1983 – 648 с.
3. Віслов І. П. Эскизное проектирование легких самолетов: учеб. пособие / І. П. Віслов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 82 с.
4. Ударцев Є. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. / Є. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Іщенко. – Киев: КМУГА, 1998. – 136 с.