

тягоозброєність літака і відповідно зменшує довжину ділянки перехідного режиму та часу, необхідного для посадки.

Висновок

Результати тільки наближено відображають реальні аеродинамічні процеси. Проте вони можуть бути використані в подальшому проектуванні літального апарата. Отримані коефіцієнти аеродинамічних сил дають можливість розрахувати необхідні тягові характеристики літального апарата. Результати розрахунків тягових характеристик показують переваги використання схеми гвинт у кільці, що дає приріст підйомної сили порівняно з схемою вільного гвинта. Збільшення лобового опору впливає не суттєво при малих швидкостях, а саме в режимі зльоту.

Список використаної літератури

1. *Хаффер К.* Техника вертикального взлета и посадки/ - Москва «МИР», 1985.
2. *Цихош Э.* «Сверхзвуковые самолёты» пр. «Самолёты вертикального взлёта и посадки». Москва, 1983.
3. *Куручкин Ф. П.* Основы проектирования самолетов с вертикальным и посадкой/ Ф. П. Куручкин. – М. : Машиностроение, 1970.
4. *Лемко О. Л.* Оцінка параметрів перехідних режимів польоту літака вертикального зльоту і посадки з поворотними гвинтами, ХАІ, 2011.

УДК 629.739.3

О. Л. Лемко, Є.О. Гребенніков

ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ МОДУЛЬНОЇ КОНСТРУКЦІЇ

Вступ

Фахівці провідних авіаційних держав вважають, що оснащення спеціалізованих відомств практично всіх розвинених держав новими безпілотними засобами в даний час є одним з найбільш пріоритетних напрямків розвитку авіації [1], [2].

Області застосування безпілотних літальних апаратів (БпЛА) в народному господарстві вельми різноманітні. Ось деякі з них:

- виявлення малорозмірних повітряних, надводних, наземних об'єктів;
- управління повітряним рухом;
- розвиток регіональних і міжрегіональних телекомунікаційних мереж;
- аерофотозйомка і контроль земної поверхні;
- контроль екологічної обстановки;
- забезпечення геологорозвідки тощо.

У зв'язку з цим виникає необхідність створення БпЛА, які могли б виконувати перераховані вище функції, маючи одну і ту ж саму безпілотну авіаційну платформу з швидкою зміною необхідного цільового обладнання для виконання конкретного завдання, а також зміни елементів планера, без помітного погіршення льотно-технічних характеристик БпЛА. При цьому для виконання кожної конкретної задачі виникає необхідність отримання певних льотно-технічних характеристик (дальності, тривалості, високої крейсерській швидкості, маси корисного навантаження, стійкості і керованості). Поєднання суперечливих аеродинамічних вимог в одному апараті можна вирішити, якщо використовувати модульну конструкцію БпЛА.

Зокрема, модульна конструкція планера БпЛА складається з єдиного фюзеляжу з встановленими на ньому горизонтальним і вертикальним оперенням, а також набору змінних несучих поверхонь (крил) різної площі та подовження, які можуть швидко встановлюватися на фюзеляж на спеціальних вузлах залежно від конкретного завдання, поставленого перед БпЛА.

Постановка задачі

Провести аналіз аеродинамічних та льотно-технічних характеристик БпЛА модульної конструкції з подальшою можливістю застосування модульного принципу на практиці.

1. Аналіз аеродинамічного компоновання і геометричних характеристик БпЛА

Аеродинамічна компоновка проектного БпЛА модульної конструкції з крилами різного подовження ($\lambda = 4.8$, $\lambda = 6.4$, $\lambda = 7.9$) приведена на рис. 1. БпЛА виконаний за «нормальною» аеродинамічною схемою з V-подібним хвостовим оперенням, і гвинтом, розташованим в хвостовій частині фюзеляжу.

На рис. 1. показані варіанти аеродинамічного компоновання, а в табл. 1. наведені геометричні характеристики трьох варіантів БпЛА.

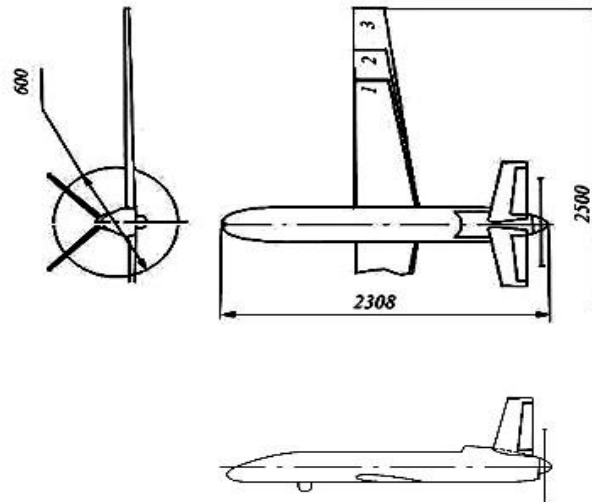


Рис. 1. Варіанти аеродинамічного компонування БПЛА

Таблиця 1.

Геометричні характеристики БПЛА

№	Основні позначення	Формули для визначення	Значення		
Крило					
1.	l , м	—	1.5	2	2.5
2.	b_0 , м	—	0.38	0.38	0.38
3.	b_k , м	—	0.25	0.25	0.25
4.	$b_{cp.}$, м	$b_{cp} = S / l$	0.315	0.33	0.31
5.	S , м ²	—	0.472	0.63	0.79
6.	S'' , м ²	—	0.396	0.554	0.076
7.	S'' , м ²	$S'' = S - S'$	0.076	0.076	0.076
8.	λ	$\lambda = l^2 / S$	4.8	6.4	7.9
9.	η	b_0 / b_k	1.5	1.5	1.5
10.	$\chi_{ПК}$, °	—	5	5	5
Горизонтальне оперення					
11.	$l_{ГО}$, м	—	0.56		
12.	$b_{0ГО}$, м	—	0.21		
13.	$b_{кГО}$, м	—	0.14		
14.	$S_{ГО}$, м ²	—	0.098		
15.	$\overline{c}_{cpГО}$	—	0.08		
16.	$L_{ГО}$, м	—	0.70		
Вертикальне оперення					
17.	b_{cpBO} , м	—	0.250		
18.	S_{BO} , м ²	—	0.203		
19.	\overline{c}_{cpBO}	—	0.080		

Фюзеляж			
20.	L_ϕ	—	2.38
21.	$S_{M\phi}, \text{ м}^2$	—	0.273
22.	$S_\phi'', \text{ м}^2$	—	0.076
23.	$S_\phi^{\text{бок}}, \text{ м}^2$	—	0.596
24.	$S_\phi^{\text{пл}}, \text{ м}^2$	—	0.21
Двигун			
25.	$N_{\text{взл}}, \text{ л.с.}$	—	6.0
26.	$D_B, \text{ м}$	—	0.50
27.	η	—	0.70
28.	$S_{\text{обд}}, \text{ м}^2$	—	0.98

Крило БпЛА має слабовиражене поперечне «V» ($\psi \approx 3^\circ$), оснащений електричним або поршневим двигуном потужністю 6 к.с., який розташований в хвостовому відсіку фюзеляжу. У фюзеляжі трапецієподібного перерізу розміщуються цільове навантаження, бортове обладнання і паливні баки (аккумуляторні батареї для електродвигуна). Шасі трьохопорні, що вбираються (не забираються) в польоті, з носовим колесом. Стартова маса БпЛА для всіх трьох компонувань становить ≈ 15 кг.

2. Аеродинамічні та льотно-технічні характеристики БпЛА

Розрахунок аеродинамічних і льотно-технічних характеристик представленого проекту БпЛА проводився за допомогою розрахункової програми «**Light Aircraft**» [3] за методикою, наведеною в роботі [4] для висоти польоту $H = 0$ км.

Розрахунок аеродинамічних характеристик виконаний для трьох компонувань, у яких змінювалися геометричні параметри крила (рис. 1).

Результати розрахунків зведені в підсумкову табл. 2, а також представлені на рис. 2 ÷ рис. 4 у вигляді залежностей

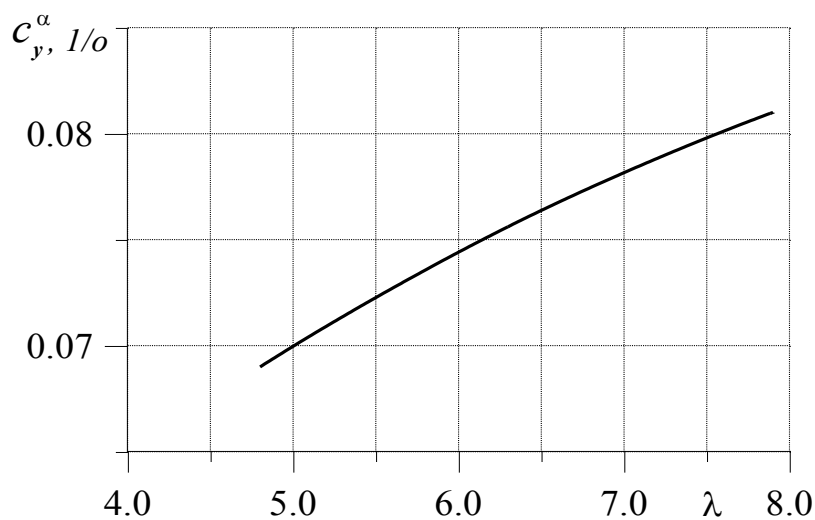
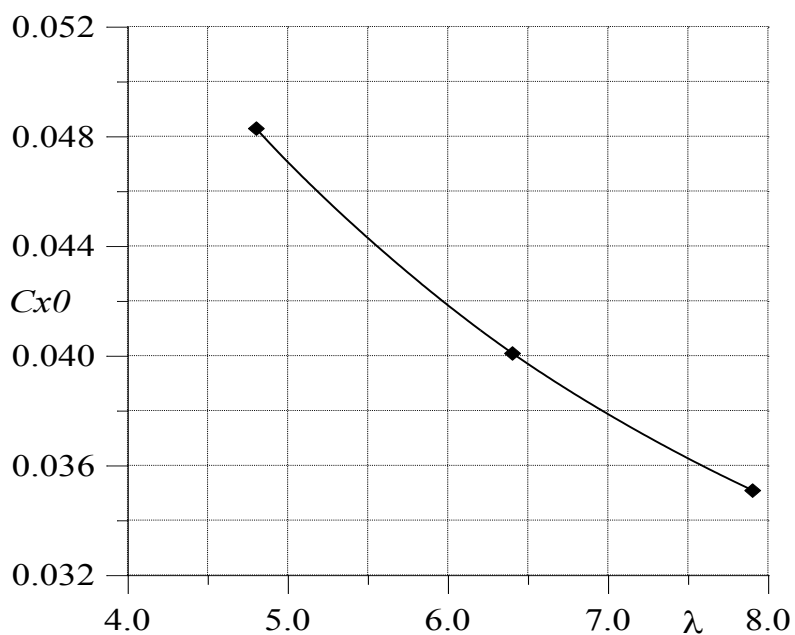
$$c_y^\alpha = f(\lambda), c_{x0} = f(\lambda), K_{\text{макс}} = f(\lambda), \bar{x}_F = f(\lambda).$$

Аналіз перерахованих вище аеродинамічних характеристик показав, що при збільшенні подовження крила підвищуються несучі властивості БпЛА (росте похідна c_y^α , рис. 2.), зменшується коефіцієнт лобового опору $c_x = c_{x0} + Ac_y^2$ (рис. 3.) внаслідок зменшення індуктивного опору і збільшується максимальна аеродинамічна якість $K_{\text{макс}}$ (рис. 4).

Таблиця 2.

Аеродинамічні характеристики БпЛА

Параметри	$\lambda = 4.8$	$\lambda = 6.4$	$\lambda = 7.9$
Питома навантаження на крило p , Н/м ²	312	237	186
Похідна c_y^α , 1/°	0.069	0.076	0.081
Максимальна аеродинамічна якість $K_{\text{макс}}$	7.70	9.87	11.86
Положення аеродинамічного фокусу \bar{x}_F	0.306	0.288	0.277
Коефіцієнт лобового опору c_{x0}	0.0483	0.0401	0.0351

Рис. 2. Залежність $c_y^\alpha = f(\lambda)$ БпЛА модульного типуРис. 3. Залежність $c_{x0} = f(\lambda)$ БпЛА модульного типу

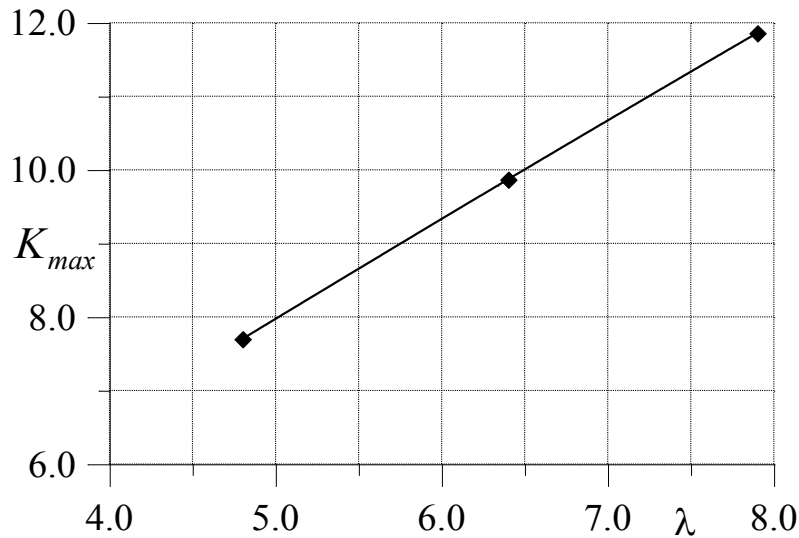


Рис. 4. Залежність $K_{\max} = f(\lambda)$ БПЛА модульного типу

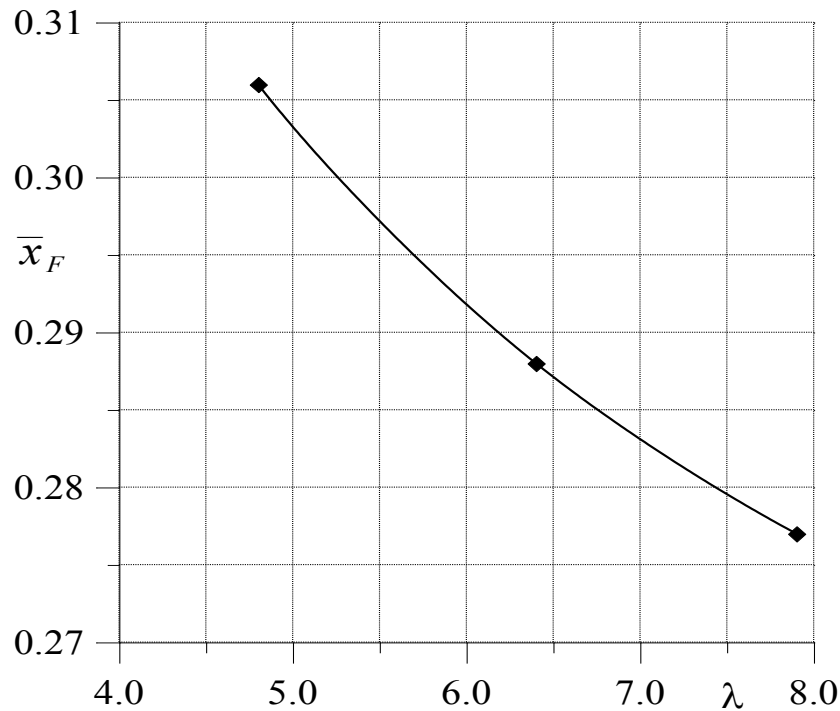


Рис. 5. Залежність $\bar{x}_F = f(\lambda)$ БПЛА модульного типу

Разом з тим координата аеродинамічного фокусу по куту атаки \bar{x}_F при незмінній центрівці ($\bar{x}_T = const$) зміщується вперед з $\bar{x}_F = 0.306$ при подовженні $\lambda = 4.8$ до $\bar{x}_F = 0.277$ при подовженні $\lambda = 7.9$ (рис. 5.). Однак це зміщення невелике і зміна діапазону центрівок ($\bar{x}_F - \bar{x}_T$) знаходиться в межах допустимих величин.

Аналіз льотно-технічних характеристик БПЛА модульного типу показав цілком задовільні розрахункові дані для всіх трьох варіантів змінних

крил. Розрахункові льотно-технічні характеристики БпЛА наведено в табл. 3.

Таблиця 3.

Льотно-технічні характеристики БпЛА модульного типу

Параметри	$\lambda = 4.8$	$\lambda = 6.4$	$\lambda = 7.9$
Швидкість відриву, км/год	71	62	55
Швидкість посадкова, км/год	76	66	59
Швидкість максимальна, км/г	215	209	203
Швидкість звалювання, км/г	69	60	53
Швидкість заходу на посадку, км/ч	90	78	70
Довжина розбігу, м	21	16	13
Довжина пробігу (без гальмування коліс), м	189	178	160
Дальність польоту максимально можлива, км	≈ 128	≈ 120	≈ 108
Час польоту максимально можливе, час	68	76	96

При збільшенні подовження зменшується швидкість звалювання, швидкість заходу на посадку, максимальна швидкість, разом з тим поліпшуються злітно-посадочні характеристики. У разі використання в якості силової установки поршневого двигуна при однаковому запасі палива 5 кг при збільшенні подовження збільшуються дальність і тривалість польоту (табл. 3). При використанні електродвигуна ці величини будуть залежати від ємності акумуляторних батарей.

На підставі розрахунків, наведених у процесі проектування, побудований льотний зразок БпЛА з подовженням $\lambda = 7.9$. На рис. 6 показана 3-D модель БпЛА, а на рис. 7 приведена фотографія льотного зразка БпЛА

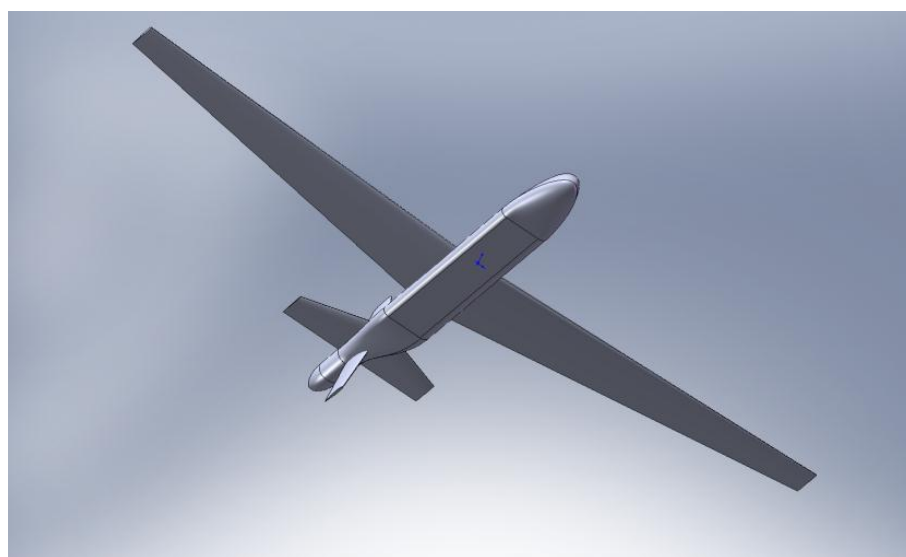
Рис. 6. 3-D модель БпЛА с подовженням $\lambda = 7.9$



Рис. 7. Льотний зразок БпЛА з подовженням $\lambda = 7.9$

3. Конструктивне рішення установки різних крил на БпЛА

До складу конструктивних елементів фюзеляжу входять силові шпангоути, і працююча обшивка. На рис. 8 показаний головний і допоміжні вузли кріплення змінного напівкрила до фюзеляжу.

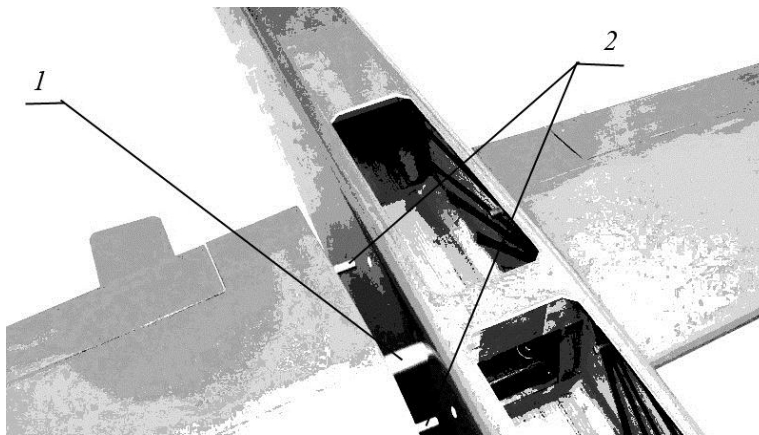


Рис. 8. Установка напівкрила одного варіанта № 3 на фюзеляж БпЛА: 1 - головний вузол кріплення крила до фюзеляжу; 2 - допоміжні (центрувальні) вузли кріплення крила до фюзеляжу

Висновки

1. Аналіз аеродинамічних характеристик показав, що при збільшенні подовження крила підвищуються несучі властивості БпЛА, зменшується коефіцієнт лобового опору внаслідок зменшення індуктивного опору і збільшується максимальна аеродинамічна якість ($\Delta K_{\text{макс}} \approx 4$).
2. Координата аеродинамічного фокусу по куту атаки \bar{x}_F при незмінній центрівці зміщується вперед ($\Delta \bar{x}_F = 0.0229$). Однак це зміщення невелике і зміна діапазону центрівок знаходиться в межах допустимих величин.

3. Аналіз льотно-технічних характеристик спроектованого БпЛА модульного типу показав цілком задовільні розрахункові результати для всіх трьох варіантів змінних крил.
4. На підставі комплексних досліджень, деякі результати яких наведені в статті, побудований льотний зразок БпЛА з подовженням $\lambda = 7.9$.

Список використаних джерел

1. Сурков А. Беспилотные летательные аппараты. Применение, рынки, перспективы развития // Aero – BUSINESS. Украинский авиационный журнал. - 1998. - № 1. - С. 35-37.
2. Кутовий О. П. Тенденції розвитку безпілотних літальних апаратів // Наука і Оборона. Щоквартальний науково-теоретичний та науково-практичний журнал МО України. - 2000. - № 4. - С. 39-47.
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// Зб. наук. пр. НЦ ВПС України. - К.: НЦ ВПС. -2001. -№ 4. - С. 188-194.
4. Лемко О. Л. Аэродинамические характеристики легких самолетов и их расчет. Електронне навчальне видання / О. Л. Лемко – К.: НТУУ «КПІ», 2012. - 50 с. - Режим доступу <http://library.kpi.ua:8080/handle/123456789/2216>.
5. Лемко О. Л. Аэродинамические характеристики транспортных летательных аппаратов и их расчет : электронное навчальне видання / О. Л. Лемко – К.: НТУУ «КПІ», 2012. - 75 с. - Режим доступу <http://library.kpi.ua:8080/handle/123456789/2215>.

УДК 681.5.015.8:519

І. М. Голінко, А. І. Кубрак, І. Є. Галицька

ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ ТЕПЛОМАСООБМІННИХ ПРОЦЕСІВ У КАМЕРІ ФОРСУНОЧНОГО ЗВОЛОЖЕННЯ

Вступ

Введення в експлуатацію систем автоматичного керування (САК) у промислових системах штучного мікроклімату (СШМ) займає багато часу, вимагаючи для свого виконання кваліфікованих фахівців. Під час розробки САК кондиціонерів перед спеціалістами із автоматизації постає за-