

УДК 629.7.025.73

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771362018158266>

О. С. Котченко¹, бакалавр, Я. С. Козей², аспірант,
В. В. Сухов³, д. т. н., професор

ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ ЗА СХЕМОЮ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО»

En

The aircraft on solar energy has features that distinguish it from traditional ones. To accommodate solar cells, aerodynamic surfaces of the aircraft are used, usually a wing, a horizontal feather, a fuselage. The effectiveness of using aerodynamic surfaces for the installation of solar cells affects the amount of energy received. An aircraft of this type can be built on the basis of various aerodynamic schemes: the classic, tandem, flying wing, etc. The choice of the aerodynamic scheme and parameters of the aircraft is a complex task, which can be solved taking into account the characteristic geometry of a particular aerodynamic scheme, the operational features of solar panels and the conditions imposed by the technical task on the aircraft.

In the work the author proposed a method for selecting the design parameters of an unmanned aerial vehicle flying wing on the basis of certain geometric, mass and energy criteria.

As a result of the performed work, the design parameters of an unmanned aerial vehicle on solar energy were obtained according to the scheme of the flying wing, taking into account the similarity criteria: geometrical, mass and energy.

The obtained characteristics of the aircraft are as close as possible to the characteristics of aircraft of other aerodynamic layouts designed earlier.

The mass, geometric parameters of the glider in general, the arrangement of solar cells on the wing, the geometric parameters of the wing, and their influence on the flow efficiency and handling of the APL are determined.

Ru

Изучен вопрос выбора параметров летательного аппарата аэродинамической схемы летающее крыло на основе определенных геометрических, массовых и энергетических критериев. Выбор параметров был осуществлен с учетом критериев подобия, что делает характеристики данного аппарата максимально близкими к характеристикам летательных аппаратов других аэродинамических компоновок, спроектированных ранее. Определено массовые, геометрические параметры планера в целом, компоновку солнечных элементов на крыле летательного аппарата, параметры крыла, влияющие на эффективность обтекания и управляемость летательного аппарата.

¹ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

² НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

³ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

Вступ

Літальні апарати (ЛА) із електричною силовою установкою застосовуються для розв'язання широкого кола задач [1-2], вирішення яких пілотованими літальними апаратами, а також літальними апаратами із двигуном внутрішнього згорання, по різних причинам, є малоефективним [2].

Літальний апарат на сонячній енергії має особливості, що відрізняють його від традиційних. Такі літальні апарати дають можливість здійснювати довготривалий політ, що відкриває нові сфери застосування літальних апаратів [2]. Для розміщення сонячних елементів (СЕ) використовують аеродинамічні поверхні ЛА, як правило, це крило, горизонтальне оперення фюзеляж. Отримана енергія використовується для живлення двигуна, бортового обладнання та заряджання батареї [2].

Літальний апарат такого типу може бути побудований на базі різних аеродинамічних схем: класична, «тандем», «літаюче крило» тощо. Вибір аеродинамічної схеми та параметрів літального апарату є комплексною задачею, яка може бути вирішена із урахуванням характерної геометрії конкретної аеродинамічної схеми, експлуатаційних особливостей сонячних елементів та умов накладених технічним завданням на ЛА [4–6].

Оскільки, в опублікованих працях по даному напрямку дослідження недостатньо висвітлені особливості реалізації БпЛА на сонячній енергії схеми «літаюче крило», задача вибору параметрів такого типу літака даної схеми є актуальною.

Постановка задачі

Ставиться завдання створити ЛА на сонячних елементах схеми «літаюче крило» по параметрам близьким до раніше розроблених ЛА схем «тандем» та класичної схеми, що дає можливість під час наступного аналізу вибрати раціональну схему для конкретних умов експлуатації.

Результати дослідження

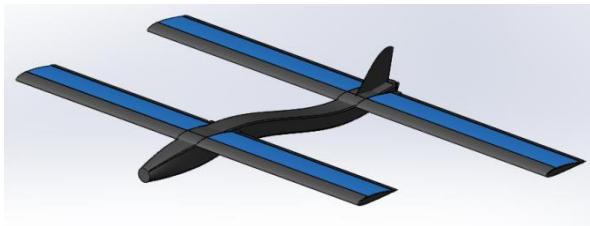
Із числа розглянутих аеродинамічних схем – «тандем», класична схема, «літаюче крило» – перші дві вже спроектовані. Їх загальний вигляд та параметри представлені відповідно на рис. 1 та у табл. 1.

Таблиця 1.

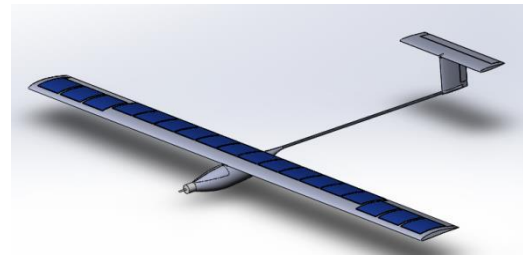
Параметри ЛА

Параметри	Схема ЛА	
	«Тандем»	Класична схема
Швидкість польоту, м/с	10-12	13
Вага, кг	4,2–4,7	2,3–2,5

Параметри	Схема ЛА	
	«Тандем»	Класична схема
Площа крила, м ²	0,91	0,47
Видовження крила	12	17
Аеродинамічна якість	10	12
Питома потужність енергоспоживання, Вт/кг	20-22	21-23
Відсоток покриття поверхні крила СЕ-ми, %	60	61



а)



б)

Рис. 1. Літальні апарати схеми «тандем» (а) та класичної аеродинамічної схеми (б)

Наведені дані отримані розрахунковим та експериментальним методами.

Вибір параметрів схеми «літаюче крило» у порівнянні із класичною схемою та «тандем» проводився за умов рівності:

$$q = \frac{m_{\text{кc}}}{S_{\text{кc}}} = \frac{m_{\text{т}}}{S_{\text{т}}} = \frac{m_{\text{лк}}}{S_{\text{лк}}} \quad (1)$$

$$\bar{E} = \frac{W_{\text{с.е.кc}} n_{\text{кc}}}{m_{\text{кc}}} = \frac{W_{\text{с.е.т}} n_{\text{т}}}{m_{\text{т}}} = \frac{W_{\text{с.е.лк}} n_{\text{лк}}}{m_{\text{лк}}} \quad (2)$$

де q – навантаження на крило; m – маса літального апарату; S – площа крила; \bar{E} – питома потужність енергоозброєння; $W_{\text{с.е.}}$ – потужність одного сонячного елемента; n – кількість сонячних елементів; індекси «кc» – класична схема, «т» – тандем, «лк» – літаюче крило.

Саме проектування схеми «літаюче крило» реалізовано за декілька етапів.

На першому етапі проводився *вибір СЕ*. Розглядалися як монокристалічні так і полікристалічні сонячні елементи. Монокристалічні сонячні елементи мають ряд переваг: високі робочі показники, досягаються за рахунок кремнію високого ступеня очищення; продуктивність монокристалічних сонячних батарей має показник 20 – 25 %, що є найбільшим показни-

ком серед інших типів; висока продуктивність дозволяє використовувати меншу площу, відведену для розміщення батарей, при цьому монокристалічні панелі будуть виробляти електроенергії більше, ніж інші елементи; значний термін експлуатації (до 25 років). Параметри сонячних елементів, що взяті за основу для проектування наведені у табл. 2 [9].

Таблиця 2.

Параметри обраних сонячних елементів

Тип	Монокристалічні
Матеріал	Монокристалічний кремній
Розмір	125 мм x 125 мм
Максимальна потужність	3,2 Вт
Коефіцієнт корисної дії	21 %
Номінальна напруга	0,5 В
Напруга холостого ходу	0,68 В
Максимальний струм	5,9 А
Струм короткого замикання	6,27 А
Температурний коефіцієнт напруги	-1,8 мВ/С°
Температурний коефіцієнт потужності	-0,32 %/С°

Для ЛА класичної схеми також були обрані ці СЕ. Їх кількість для схеми «літаюче крило» прийнято 18 штук, як і у класичної схеми, так як ці ЛА будуть близькі за масою та питомою потужністю енергоозброєння.

Наступним етапом було проведено *вибір параметрів геометрії ЛА*. З джерела [4] відомо, що найбільш прийнятні значення кута стріловидності у літаків схеми «літаюче крило» складають $\chi = 15 \dots 25^\circ$. Для перших розрахунків оберемо $\chi = 22^\circ$. Також відомо, що прийнятні значення звуження $\eta = 1,3 \dots 2,2$. Прийmemo значення із цього діапазону, що знаходиться ближче до мінімальних значень – $\eta = 1,6$ – для зручності розміщення СЕ на крилі.

Для ефективного використання площі крила, буде раціонально розмістити СЕ вздовж передньої кромки крила. З джерела [6] відомо, що робочий діапазон розміщення СЕ 0,2 ... 0,75 % хорди, де 25% на задній кромці відводиться під механізацію та органи керування. На практиці встановлено, що СЕ укладаються та ламінуються у батареї із інтервалом 3 мм. Враховуючи наведені вище обмеження на геометрію отримаємо наступну компоновку ЛА (рис. 2).

У разі такої компоновці площа крила рівна $0,54 \text{ м}^2$. Видовження крила: $\lambda = \frac{L^2}{S} = 5,3$, де L – розмах крила. Відсоток покриття поверхні крила

СЕ-ми – $S_{CE} = \frac{S_{панелі} \cdot n}{S} = 52\%$, де n – кількість панелей. Вага ЛА має бути в діапазоні $m_0 = 2,5 \dots 2,6$ кг (із залежності 1). Питома потужність енергоозброєння $\bar{E} = 22 \dots 24$ Вт/кг (із залежності 2). Таким чином підтверджується близькість даної схеми до класичної схеми за масою та питомою потужністю енергоозброєння.

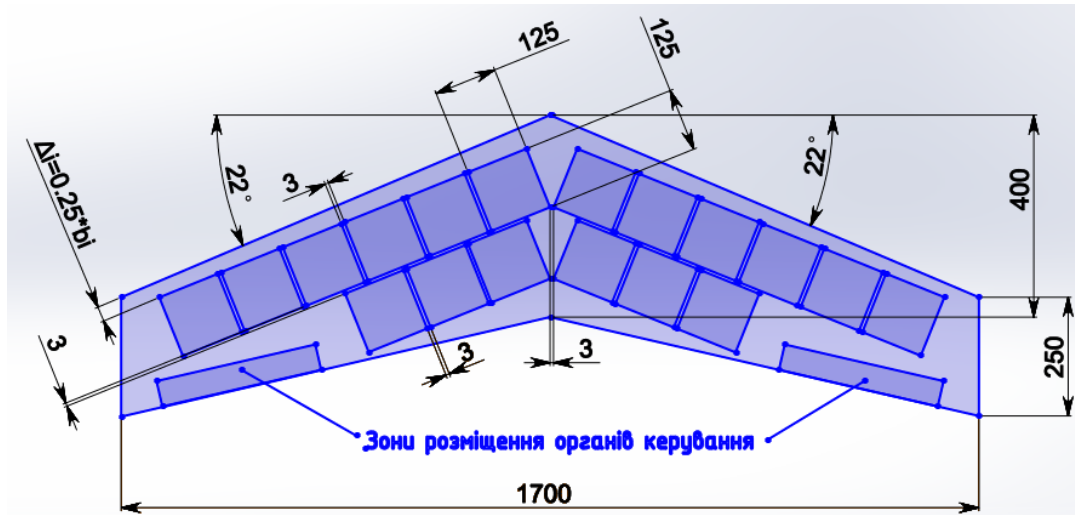


Рис. 2. Геометрія «літаючого крила» із сонячними елементами

У разі такої компоновки площа крила рівна $0,54 \text{ м}^2$. Видовження крила: $\lambda = \frac{L^2}{S} = 5,3$, де L – розмах крила. Відсоток покриття поверхні крила

СЕ-ми – $S_{CE} = \frac{S_{панелі} \cdot n}{S} = 52\%$, де n – кількість панелей. Вага ЛА має бути в діапазоні $m_0 = 2,5 \dots 2,6$ кг (із залежності 1). Питома потужність енергоозброєння $\bar{E} = 22 \dots 24$ Вт/кг (із залежності 2). Таким чином підтверджується близькість даної схеми до класичної схеми за масою та питомою потужністю енергоозброєння.

Ураховуючи технологічні можливості виготовлення моделі та характерних особливостей схеми «літаюче крило» [5], значення коефіцієнту якості приймаємо 14. Визначені параметри представлені у табл. 3.

Таблиця 3.

Параметри ЛА схеми «літаюче крило»

Параметри	Значення
Швидкість польоту, м/с	15
Вага, кг	2,5–2,6
Площа крила, м^2	0,54
Видовження крила	5,3
Аеродинамічна якість	14

Параметри	Значення
Питома потужність енергоспоживання, Вт/кг	22–24
Відсоток покриття поверхні крила СЕ–ми, %	52

Наступним етапом було проведено *вибір профілів крила*, що базувався на умовах забезпечення порівняно великих значень підйомної 4, сили у центральній частині крила, таким чином, доцільно використовувати двояковипуклий профіль. Але для досягнення продольної стійкості на літаках даного типу використовуються профілі подвійної кривизни – *S*–подібні профілі [5]. На основі вищесказаного було обрано два профілі для моделювання крила: МН–49 (*S*–подібний) та *NACA 0009* (симетричний) для кореневих профілів (рис. 3, рис. 4).

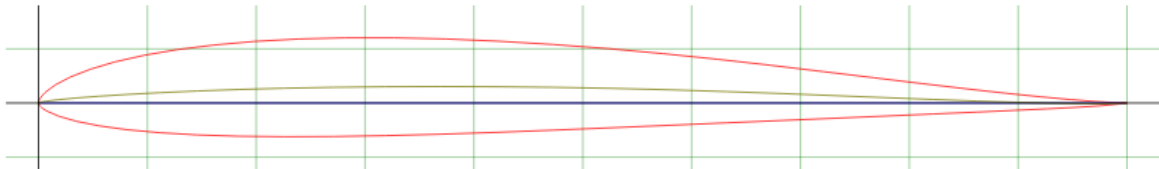
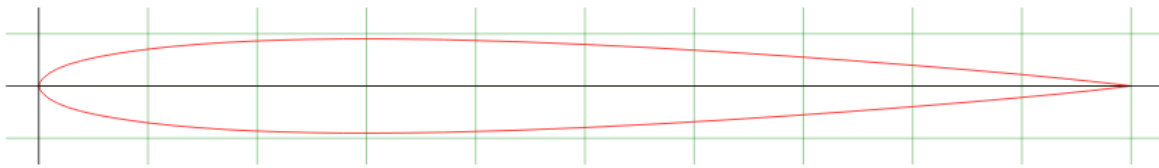


Рис. 3. Профіль МН-49

Рис. 4. Профіль *NACA 0009*

За методикою наведеною у джерелах [4, 5] був проведений розрахунок кутів атаки (геометричної крутки) потрібних для отримання необхідного розподілу підйомної сили ϵ i –тому перерізі по розмаху крила:

$$\alpha_i = \alpha^\infty + \epsilon, \quad (3)$$

$$\alpha^\infty = \frac{C_y}{\alpha} + \alpha_0, \quad (4)$$

$$\epsilon = \frac{C_{усер}}{\pi\lambda} \left(1 + \sigma \left(3 \left(\frac{2z_i}{l} \right)^2 - \frac{1}{2} \right) \right), \quad (5)$$

$$C_y = C_{усер} \frac{b_{сах}}{b_i}, \quad (6)$$

$$C_{усер} = \frac{mg}{0,613SV^2}, \quad (7)$$

$$C_{упер} = C_{усер} \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z_i}{l}\right)^2} \cdot \frac{1 + \sigma \left(\frac{2z_i}{l}\right)^2}{1 + \frac{S}{4}}, \quad (8)$$

де α^∞ – кут атаки, необхідний для отримання заданого значення коефіцієнта підйомної сили у перерізі крила безкінечного розмаху ($\lambda=\infty$);

ε – кут скосу потоку;

α – кут атаки, який забезпечує отримання необхідних коефіцієнтів підйомної сили в перерізі крила даного видовження,

α_0 – кут атаки у разі нульової підйомної сили;

$\frac{C_y}{\alpha'}$ – швидкість зміни коефіцієнта підйомної сили на прямій ділянці

поляри, 1/град;

$C_{усер}$ – середнє значення коефіцієнта підйомної сили крила;

$\sigma = 0,5$ із джерела [5];

z_i – відстань від площини симетрії ЛА до i -тої ділянки розбивки крила;

l – розмах крила;

$C_{усер}$ – значення усередненого коефіцієнта підйомної сили необхідного для здійснення усталеного польоту;

$C_{упер}$ – коефіцієнт підйомної сили у кожному перерізі;

$b_{сах}$ – середня аеродинамічна хорда (САХ);

b_i – i -та хорда; S – площа крила;

m – маса ЛА;

g – прискорення вільного падіння;

V – крейсерська швидкість.

Розділення консолі крила вздовж розмаху на i -тої ділянки та знаходження САХ зображено на рис. 5.

Результати розрахунків кутів атаки представлені у табл. 2.

Таблиця 2.

Результати розрахунків

$2z_i/l$	b , м	$C_{упер}/C_y$ сер	$C_{упер}$	C_y	φ , рад	α^∞ , рад	α , рад	α , град
0	0,4	1,08	1,13	0,89	0,02	0,0889	0,1116	6,39
0,1	0,383	1,06	1,12	0,92	0,02	0,0950	0,1174	6,73
0,2	0,354	1,03	1,09	0,97	0,02	0,1041	0,1257	7,20
0,3	0,34	0,98	1,03	0,96	0,02	0,1018	0,1220	6,99
0,4	0,325	0,91	0,95	0,93	0,02	0,0957	0,1140	6,53
0,5	0,31	0,82	0,86	0,87	0,02	0,0849	0,1008	5,78

$2z_i/l$	$b, \text{ м}$	$C_{\text{упер}}/C_{\text{у}}^{\text{сер}}$	$C_{\text{упер}}$	$C_{\text{у}}$	$\varphi, \text{ рад}$	$\alpha^\infty, \text{ рад}$	$\alpha, \text{ рад}$	$\alpha, \text{ град}$
0,6	0,295	0,71	0,74	0,80	0,01	0,0691	0,0820	4,70
0,7	0,28	0,58	0,61	0,69	0,01	0,0478	0,0571	3,28
0,8	0,269	0,44	0,46	0,54	0,01	0,0185	0,0238	1,36
0,9	0,258	0,28	0,29	0,36	0,00	-0,0181	-0,0174	-1,00
1	0,25	0,00	0,00	0,00	0,00	-0,0900	-0,0945	-5,42

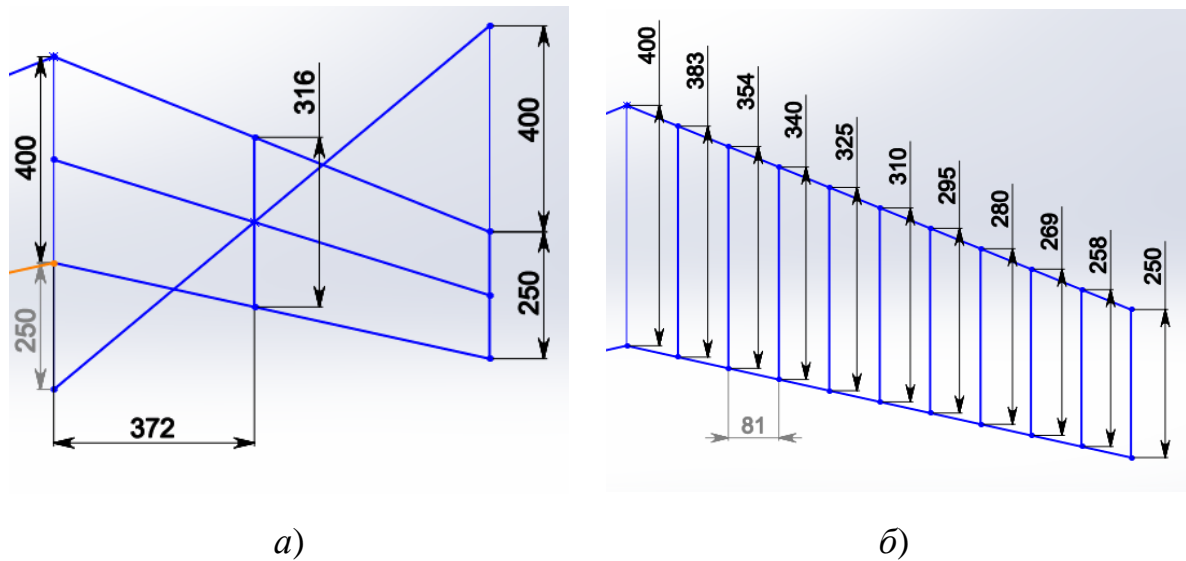


Рис. 5. Розрахункова модель крила: *а*) – знаходження САХ; *б*) поділ консолі на i -тої ділянки

У кінцевому результаті за отриманими даними була створена модель ЛА на СЕ аеродинамічної схеми «літаюче крило», що представлена на рис. 6. Геометричні параметри моделі відповідають даним представленими на рис. 2.

За своїми параметрами модель близька до ЛА аеродинамічних схем «тандем» та класичної аеродинамічної схеми. Це дає можливість провести порівняння параметрів ЛА згадуваних схем і прийняти рішення про області раціонального застосування кожної зі схем.

Висновки

За результатами проведених робіт отримані проектні параметри літального апарату на сонячній енергії за схемою «літаюче крило», які у наступних дослідженнях будуть використані для вибору раціональної схеми ЛА під конкретні умови експлуатації.

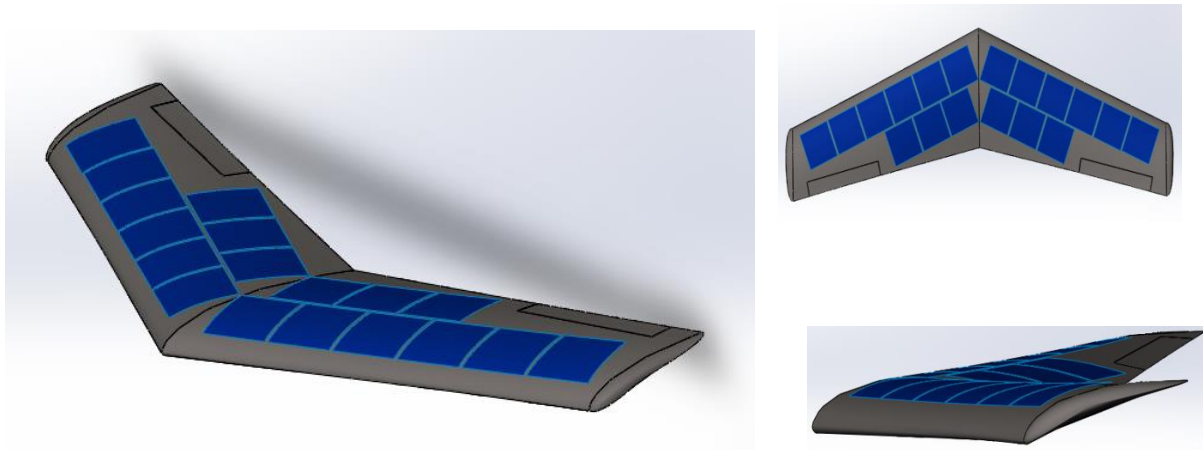


Рис. 6. Модель ЛА аеродинамічної схеми «літаюче крило»

У якості критеріїв подібності були використані навантаження на крило та питома потужність енергоозброєння.

Висновки

За результатами проведених робіт отримані проектні параметри літального апарату на сонячній енергії за схемою «літаюче крило», які у наступних дослідженнях будуть використані для вибору раціональної схеми ЛА під конкретні умови експлуатації.

У якості критеріїв подібності були використані навантаження на крило та питома потужність енергоозброєння.

Список використаної літератури

1. Сухов В. В. Проблеми створення БпЛА на сонячних елементах / В. В. Сухов, Я. С. Козей // Гіротехнології та конструювання літальних апаратів: Тези доп. учасн. XVII наук.-техн. конф. студ. та молодих учених. – К.: ВПІ ВПК «Політехніка», 2014. – 88 с.
2. Сухов, В. В. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні [Текст] / В. В. Сухов, А. В. Іващук, Я. С. Козей // Вісник НТУУ КПІ серія Машинобудування. – 2016. – № 77. – С. 5-14. doi: 10.20535/2305-9001.2016.77.71470.
3. Sukhov V. Analysis of mass and energy balance of the unmanned aerial vehicles on solar energy. / V. Sukhov, Y. Kozei // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, [Scopus], v.3/9 (87) 2017, P. 10-18.
4. Капковский Я. Летящие крылья. Модели класса F-1A / Я. Капковский – М.: ДОСААФ, 1988. – 127 с.
5. Костенко И. К. Расчет и проектирование моделей самолетов. М.: ДОСААФ, 1958. – 199 с.

6. Сухов В. В. Аеродинамічне проектування крила з сонячними елементами. // В. В. Сухов, Я. С. Козей, А. С. Гетьман Інформаційні системи, механіка та керування – Київ: 2014. – № 11.
7. *Самойловский А. А.* Методика формирования облика беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии. 2016. – 148 с.
8. Патент України UA № 120078 U. Безпілотний літальний апарат на сонячній енергії /Козей Я. С., Сухов В. В., Масько О. М. Заявлено 06.04.17. Опубл. 25.10.17. Бюл. № 20.
9. Типы солнечных панелей [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.atmosfera.ua/pvsolar/tipy-solnechnyx-panelej/>– Назва з екрану.