

УДК 629.735

Сухов В.В. д.т.н., проф.; Іващук А.В. к.т.н., доц.; Козей Я.С.

НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. І.Сікорського» м. Київ, Україна

СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ЛІТАКІВ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ В УКРАЇНІ

Sukhov V., Ivashchuk A., Kozey Y.

National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine (kozeiyaroslav@gmail.com)

CURRENT STATE AND PROSPECTS OF PLANES ON SOLAR ENERGY IN UKRAINE

В роботі проводиться аналіз сучасного стану досліджень за темою літальних апаратів на сонячній енергії. Описуються проблеми які виникають при створенні літального апарату даного типу та рекомендації по їх вирішенню. Сформовано рівняння існування літака на сонячній енергії на основі синтезу законів аеродинаміки літака та умов його енергетичного балансу. Визначено технологічні, конструкційні, проектні та експлуатаційні обмеження на літаки даного типу. Зазначено перспективи створення, можливості експлуатації літальних апаратів на сонячній енергії в Україні, тенденції розвитку досліджень даного та суміжних з ним напрямків.

Ключові слова: літальний апарат на сонячній енергії; сонячне випромінювання, рівняння існування літака; аналіз; сонячні панелі;

Вступ

Використання сонячної енергії на літальних апаратах (ЛІА) відкриває нові можливості для здійснення тривалих польотів [1]. Величина сонячного випромінювання залежить від висоти польоту і на висотах вище 12-18 км (тропопауза) стабільна і прогнозована. При здійсненні польотів на висотах нижче 12-18 км величина сонячного випромінювання в значній мірі залежить від таких атмосферних явищ як хмарність, опади, пориви вітру, що, в свою чергу, суттєво ускладнює реалізацію тривалого польоту [2].

В даний час по тематиці літальних апаратів на сонячній енергії ведуться роботи в ряді провідних авіабудівних компаній, авіаційних інститутах, приватних структурах, в тому числі і в Україні [1,6]. До їх числа відносяться: корпорація Boeing з проектом «Solar Eagle» на замовлення Управління перспективних досліджень Міністерства оборони США, Корейський аерокосмічний університет (KAU) і Корейський інститут науки і технологій (KIST), компанія Solar Impulse з проектом «Solar Impulse 2 (HB-SIB)», компанія Facebook з проектом «Aquila», компанія Titan Aerospace з проектом «Solara 50», компанія QinetiQ з проектом «Zephyr», НТУУ «КПІ» та інші [4-7]. За результатами узагальнення наявної інформації деякі характеристики літаків наведені на рис. 1.

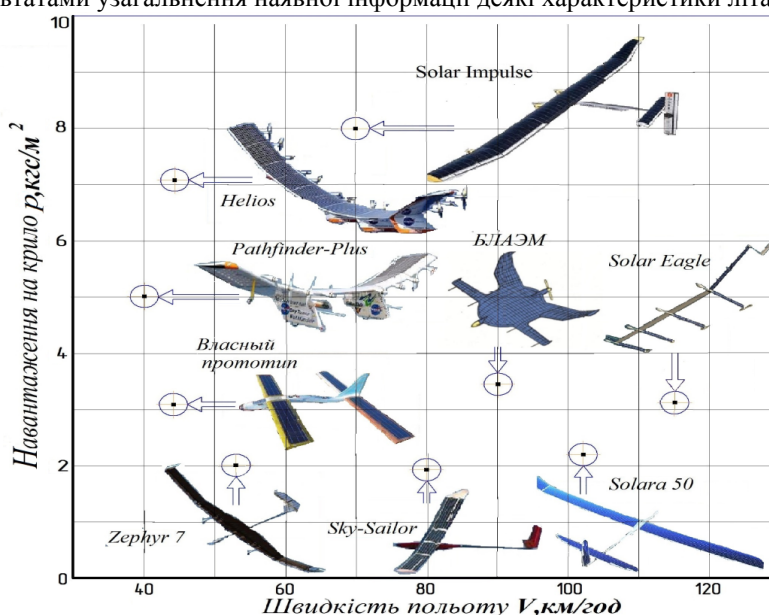


Рис. 1. Залежність навантаження на крило від швидкості польоту для існуючих літальних апаратів на сонячній енергії

Для апаратів представлених на рис.1 є характерним: значні габарити - до 70 м, низьке навантаження на крило - до 10 кгс/м², аеродинамічна якість - до 40 одиниць, питома необхідна потужність – 7,5-30 Вт/кг, висота польоту – до 20 км, швидкість польоту – до 120 км/год, числа Рейнольдса від 200000. Літаки здебільшого виконані по класичній аеродинамічній схемі та схемі літаюче крило. З метою мінімізації маси планера літака його конструкція, як правило, є збірною з широким використанням композиційних матеріалів та відповідних технологій [3].

Наведені вище літальні апарати в більшій частині вже не позиціонуються як науково-дослідні літаючі лабораторії, а являються реальними засобами для вирішення задач тепловізійної, оптико-електронної, радіоелектронної розвідки та ретрансляції зв'язку. Проте для рішення подібних задач існує реальна потреба (у т.ч. в Україні) в безпілотних літальних апаратах, які б виконували тривалі польоти на висотах до 3 000 м на протязі 4-6 годин [8]. Висота польоту продиктована можливостями ефективної роботи корисного навантаження.

Частково ці питання вирішують безпілотні літальні апарати з силовою установкою на базі двигуна внутрішнього згорання [9]. Однак, використання двигунів внутрішнього згорання в порівнянні з електричними вносить ряд негативних факторів [17], а саме: значні вібрації (60-100дБ) [18], які впливають на роботу корисного навантаження, систем літака та потребують додаткового впровадження відповідних заходів щодо зниження її рівнів; підвищену шумову (2-3 кГц) [18] і теплову помітність (ефективна площа розсіяння 0,01-0,1м²) [19], що змушує збільшувати робочу висоту польоту та встановлювати екрани для зниження теплового випромінювання.

Реалізація 4-6 годинних польотів виключно на енергії акумуляторних батарей з існуючим рівнем технологій є проблематичною і пов'язано це з тим, що найефективніші акумулятори Li-Po, Li-Ion мають обмеження питомої ємності [2].

Використання сонячної енергії відкривають реальні перспективи по створенні такого безпілотного літального апарату, проте на шляху його створення залишається невирішеною задача технічної реалізації польоту. Перехід до широкого використання такого типу літальних апаратів можливий при умові, якщо конструкція та системи літака будуть максимально адаптовані до позааеродромних умов експлуатації і жорстких умов транспортування, а вартість комплектуючих та матеріалів – мінімізована без втрати якості.

Метою роботи є визначення основних проблем з реалізації тривалих польотів (4-6 год. та більше) літальних апаратів на сонячній енергії для висот до 3000 м у кліматичних умовах України.

Основна частина

Основною особливістю тривалих польотів літальних апаратів на сонячній енергії, для відносно невеликих висот, є значна їх залежність від атмосферних умов, які вносять відповідні особливості на організацію енергетичної системи та конструктивні параметри літака. Як показує практика створення подібних літаків, реалізація польоту є чутливою до маси планеру, маси комплектуючих та їх ефективності[6].

Літальний апарат на сонячній енергії фактично повинен здійснювати горизонтальний політ в основному за рахунок енергії сонця, а при зльоті, посадці та виконанні маневру використовувати енергію бортового акумулятора. Надлишкова згенерована енергія має накопичуватись в акумуляторі.

На рис. 2 показана типова комплектація енергосистеми літака на сонячній енергії, на якій приведено всі її складові елементи і можливі їх характеристики за значеннями коефіцієнтів корисної дії (ККД).

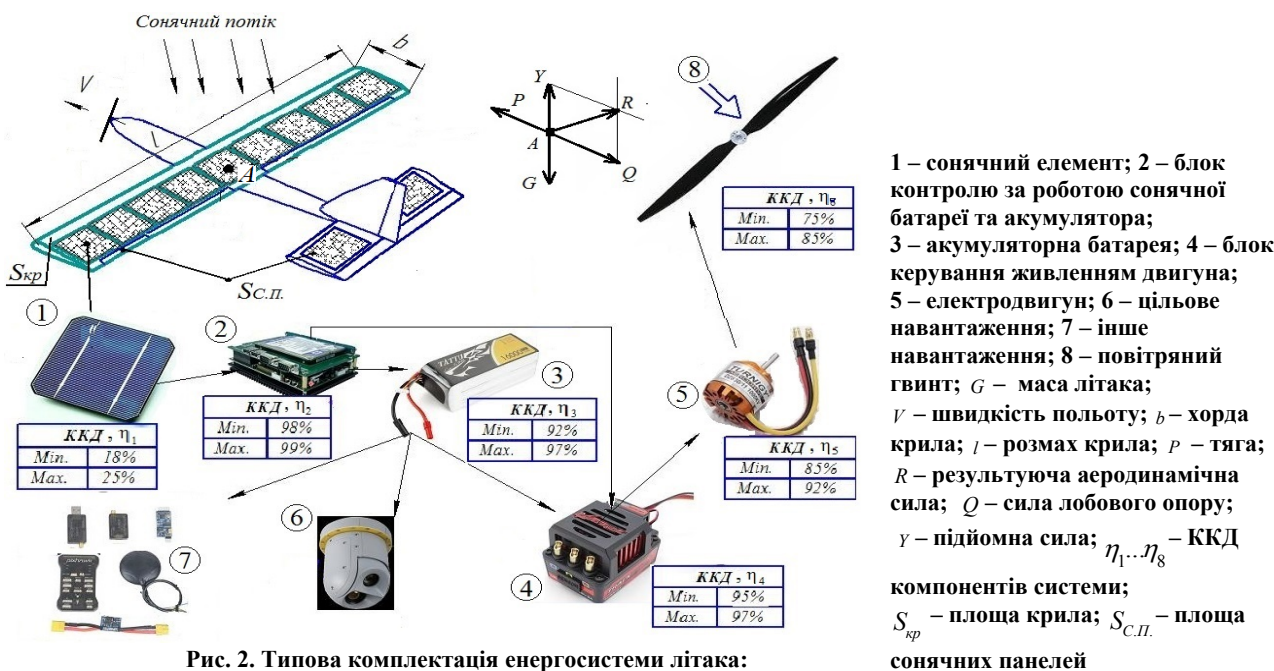


Рис. 2. Типова комплектація енергосистеми літака:

Значення ККД визначені на основі аналізу параметрів серійних комплектуючих європейського, азійського, американського виробництв [2] та наведено для мінімально (min)- і максимально (max)- можливих, на сьогодні, значень ККД.

З урахуванням наведених даних (див. рис.2) мінімальне значення загального коефіцієнту корисної дії η_z ланцюга перетворення енергії сонячних променів в енергію польоту літака зі швидкістю V становить близько 10%. Проте, існує на сьогоднішній день можливість підняти η_z системи до 18% за рахунок використання більш якісних, відповідно дорожчих, складових.

Оскільки близько 90% тривалості польоту літака здійснюється в режимі горизонтального польоту то важливо забезпечити енергетичний баланс літака в цьому режимі. Умовою горизонтального польоту літака ($P=Q; G=Y$) є забезпечення необхідної потужності відповідною наявною потужністю сонячної енергоустановки з урахуванням енерговитрат на системи літака (систему керування, навігації і т.д.) та втрат на складових енергосистеми, тобто:

$$W \cdot \eta_c \geq W_n, \quad W_n = W_c + N, \quad (1)$$

де W_n – необхідна потужність для здійснення польоту; W_c - необхідна потужність для живлення систем літака; N – необхідна потужність силової установки для здійснення горизонтального польоту; w – наявна потужність сонячної панелі з площею $S_{c.п.}$; де η_c – коефіцієнт корисної дії системи при переході електричної енергії виробленої сонячними панелями в механічну енергію руху повітряного гвинта та втрати на споживачах.

З урахуванням руху літака при здійсненні горизонтального польоту на основі відомих формул підйомної сили, сили опору і потрібної потужності необхідна потужність силової установки рівна:

$$N = \frac{GV}{K} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{\rho S_{kp} C_y}} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}}, \quad (2)$$

де K – аеродинамічна якість; ρ – густина повітря; C_y – коефіцієнт підйомної сили; p – навантаження на крило.

Так як, наявна потужність представляється в виді потужності сонячної батареї на одиницю площі ($Вт/м^2$), доцільно привести необхідну та наявну потужність до однієї, зручної для розуміння величини:

$$\frac{N}{S} = \frac{\sqrt[3]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2}{\rho C_y}}. \quad (3)$$

Отже для здійснення тривалого польоту літака на сонячній енергії повинна виконуватись наступна умова:

$$\frac{W \eta_c - W_c}{S_{kp.}} \geq \frac{\sqrt[3]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2}{\rho C_y}}, \quad (4)$$

або в більш розгорнутій формі:

$$\frac{W \eta_c - W_c}{S_{kp.}} \geq \frac{C_x}{S_{kp.} C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2 \lambda g^3}{\rho} \frac{m^{3/2}}{l}} \quad (5)$$

При цьому швидкість польоту та коефіцієнт опору C_x відповідно рівні:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{C_y \rho S_{kp.}}}, \quad (6)$$

$$C_x = C_{x_0} + \frac{C_y^2}{\pi e \lambda}, \quad (7)$$

де C_{x_0} – коефіцієнт лобового опору при $C_y = 0$; $e = 0,85 - 0,9$ число Освальда; $\frac{C_y^2}{\pi e \lambda}$ – індуктивна складова

опору.

На основі аналізу рівнянь (1-7) видно, що практична реалізація тривалого польоту на відносно низьких висотах залежить від:

- ефективності сонячних панелей та енергосистеми літака в цілому, яка впливає на необхідну площу сонячних панелей і, як наслідок, на площу крила. В той же час, як відомо [2], ефективність роботи сонячних панелей залежить від їх географічного розташування, пори року, періоду доби, орієнтації панелей в просторі та інші;
- аеродинамічної досконалості літака, яка в значній мірі впливає на величину необхідної для реалізації польоту енергії, планерні та геометричні параметри літака;
- масової ефективності конструкції літака та його систем. Як показала практика, даний параметр знаходиться в постійному протиріччі з необхідною площею сонячних панелей, яка потрібна для

здійснення горизонтального польоту за рахунок сонячної енергії. Збільшення площі веде до збільшення маси, а збільшення ККД – до її зниження.

З урахуванням реальних технічних можливостей енергетичний баланс літака на сонячній енергії може бути реалізованим при малих швидкостях польоту, низькому навантаженні на крило та високій аеродинамічній якості. В свою чергу, політ при таких умовах стає нестійким, а конструкція – схильна до появи явищ аеропружності (дивергенція, флатер і т.д.).

Указані твердження в свою чергу накладають значні обмеження на: перенавантаження; характеристики аеропружності, міцності, жорсткості; якість аеродинамічних поверхонь; швидкість допустимих, при експлуатації, поривів вітру та інші обмеження. Крім того, умови використання літаків подібного типу мають бути максимально адаптованими до більш жорстких умов експлуатації та транспортування, а вартість – мінімізована.

Далі з урахуванням вищесказаного розглянемо вплив найбільш вагомих факторів на реалізацію польоту та його обмеження.

Сонячні панелі. Низький коефіцієнт корисної дії ланцюга перетворення енергії сонячних променів в механічну енергію руху повітряного гвинта та в інші види енергії створює значні перепони для реалізації тривалих польотів. З технологічної точки зору найкращими панелями для побудови літака на сонячній енергії мають бути гнучкі панелі, проте даний тип на сьогодні має невисокі значення ККД (7-9 %, дослідні зразки до 13%) [2], тому доцільним є використання серійних панелей на основі кремнію. Такий підхід, наприклад, був обраний при реалізації проекту Helios [3]. Наразі існують високоефективні сонячні панелі з КПД 30 % та вище, але вартість їх надзвичайно висока (від 140 \$ за елемент) [15].

На основі узагальнення наявної інформації про потужність та вартість сонячних панелей різних виробників встановлено (рис.3), що оптимальними за критеріями вартості та потужності є сонячні панелі з ККД 22%, потужністю 200 – 220 Вт/м² та вартістю близькою до 500 \$ за м².

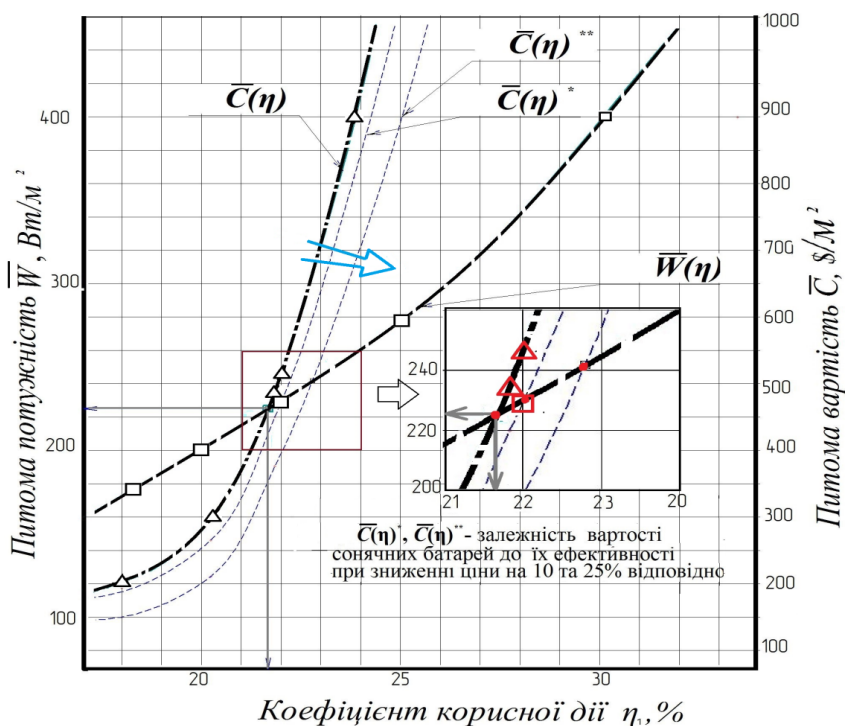


Рис. 3. Залежність питомої потужності сонячних панелей та їх вартості від коефіцієнта корисної дії

Роль інсоляції. До земної поверхні сонячна радіація доходить у вигляді прямої і розсіяної радіації. До 43% загальної кількості радіації, що надходить на верхню межу атмосфери, досягає поверхні Землі й поглинається нею, 57% затримується атмосферою – розсіюється молекулами газів та домішками.

Розподіл сумарної річної сонячної радіації на території України та зміна на протязі року сумарного сонячного випромінювання для деяких міст [12] наведені на рис. 4.

Представлені дані свідчать, що значення питомої сумарної сонячної радіації на території України змінюється в діапазоні від 1150 кВт·год/м² до 1550 кВт·год /м². В той же час для деяких країн Європи, що широко використовують сонячну енергію, даний показник, наприклад для Швейцарії – до 1000 кВт·год /м², для Німеччини – до 1300 кВт·год /м².

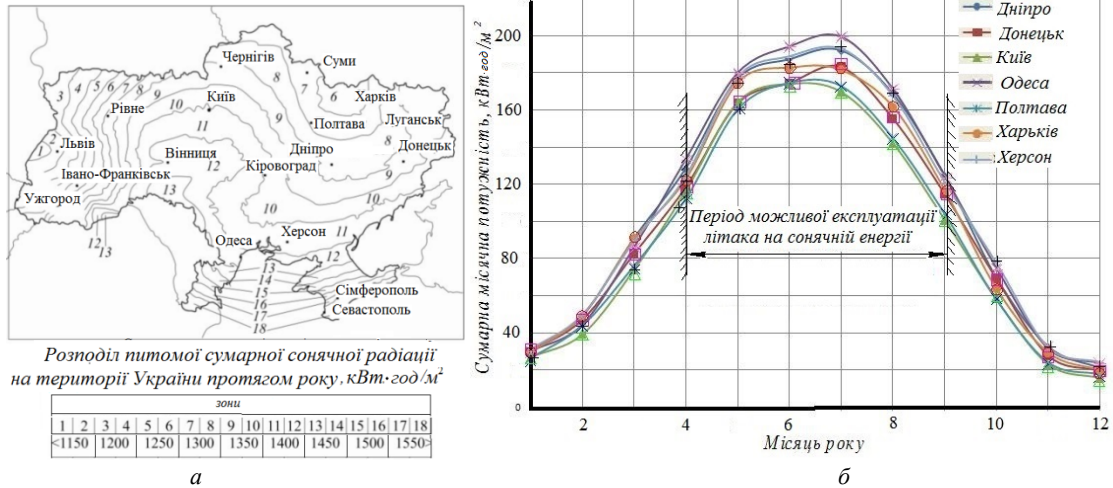


Рис. 4. Розподіл питомої сумарної сонячної радіації :
а) – за рік для кожної характерної зони території України; б) – за кожен місяць впродовж року для деяких міст України

Крім того, з урахуванням власного досвіду встановлено, що для оптимальної роботи серійних кремнієвих сонячних панелей (ККД = 18%, W = 4,7 Вт, розміри 156x156 мм) достатньо випромінювання сонця 1073 Вт/м², а для панелей (ККД = 20%, W = 5 Вт, розміри 156x156 мм) – 1027 Вт/м².

Як правило, зміна добового розподілу сонячної радіації носить параболічний характер та в залежності від місяця, часу доби в межах України змінюється від 150...200 до 1400..1600 Вт/м², що необхідно враховувати при виборі умов забезпечуючих ефективну роботу енергосистеми літака.

Можлива схема реалізації такого підходу показана на рис.5 на прикладі міста Київ. Пропонується добовий розподіл радіації, в залежності від умов реалізації горизонтального польоту, розділити на зони: I зона (оптимальна) – батареї працюють на повну потужність, II зона (допустима) – батареї працюють на 80-100% потужності, III зона (низькоєфективна) – батареї працюють на 50-80% потужності. Якщо в червні реалізація польоту абсолютно можлива, то в січні на території м. Київ це неможливо. Крім того час польоту виключно за рахунок сонячної енергії при ККД серійних сонячних панелей 18-25% складає 6-9 годин.

Тобто на всій території України існують умови для ефективного роботи сонячних панелей зібраних з серійних промислових елементів на основі кремнію. За цих умов, здійснення 4 – 6 годинних польотів літака на сонячній енергії є можливим в період з кінця квітня до початку жовтня (див. рис. 4 б), при сприятливій погоді. Протягом решти року реалізація тривалих польотів є проблематичною та малоімовірною.

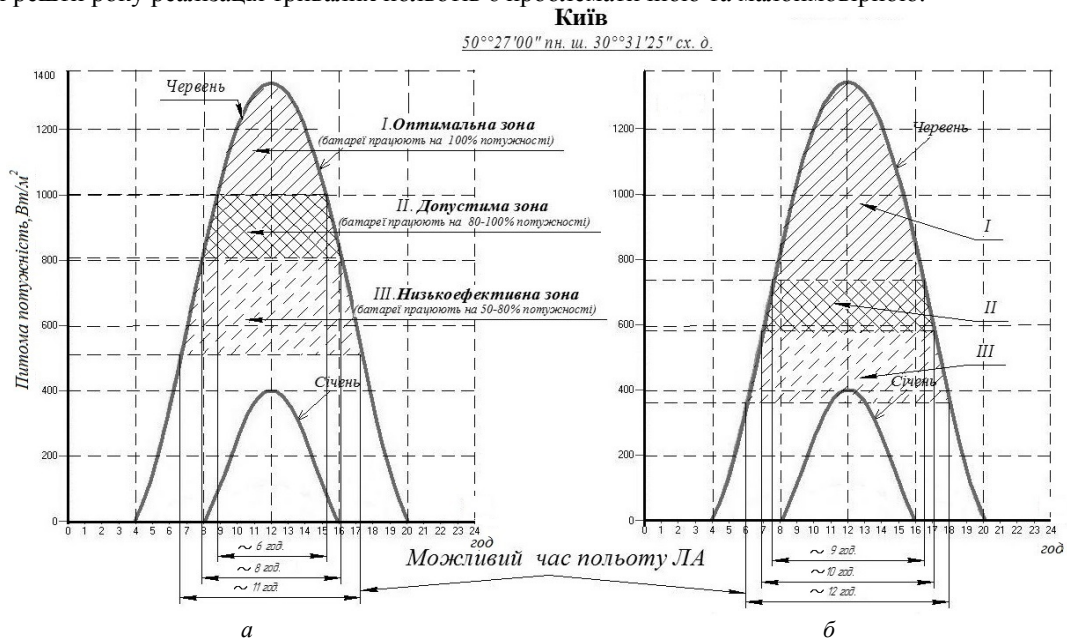


Рис. 5. Добовий розподіл сонячної радіації з зазначенням можливих зон роботи сонячних панелей:
а) – для сонячних панелей з ККД 18%; б) – для сонячних панелей з ККД 25%

Варто відмітити, що поділ добового розподілу радіації на зони дозволяє, особливо на етапі попереднього проектування, оптимізувати вибір схеми організації роботи енергосистеми літака. Обрана зона не тільки стане визначальною для часу польоту, а й для вибору геометричних параметрів літака (площі крила, видовження і т.д.). Так при виборі допустимої зони (II) ми можемо мати більший час польоту на 1-2 години в порівнянні з I-ю зоною, але при проектуванні літака потрібно буде закладати додатковий запас потужності чи компенсувати дефіцит енергії за рахунок бортових акумуляторів.

Передача енергії. Важливим, для розуміння принципів генерації енергії літака, є фізика процесу передачі енергії від Сонця до атмосфери та поверхні Землі. Схему передачі енергії від Сонця в напрямку Землі зображено на рис.6.

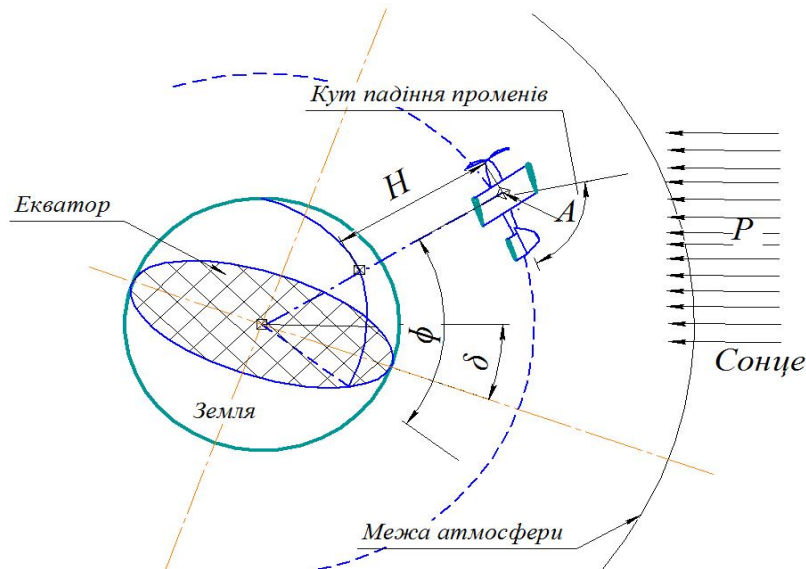


Рис. 6. Схеми передачі енергії від Сонця в напрямку Землі

Приток сонячної енергії, яка падає на поверхню сонячної панелі, характеризується питомою потужністю P , та залежить від географічного положення, орієнтації крила літака відносно Сонця, місяця, дня та часу доби. Залежність питомої потужності від часу доби t для будь якого дня року $n=1\dots365$ на широті ϕ визначається наступним виразом:

$$P(t, \phi, n) = G_3 \left(1 + 0,033 \cos \frac{360n}{365} \right) \cdot (\sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos 15t), \quad (8)$$

де $G_3 = 1367 \text{ Вт/м}^2$ Сонячна стала, t – час доби по сонячній шкалі ($t < 0$ від сходу Сонця до полудня, $t > 0$ від полудня до заходу Сонця, $t = 0$ полудень), δ – нахил Сонця в n -й день року (кутове положення Сонця в астрономічний полудень (час коли Сонце проходить місцевий меридіан) по відношенню до екватору).

Величина δ визначається наступним виразом:

$$\delta = 23,45 \sin \left[\frac{360(284 + n)}{365} \right], \quad (9)$$

та знаходиться в діапазоні від $-23,45^\circ$ до $+23,45^\circ$.

Тривалість польоту. Для здійснення тривалого польоту енергія, яка споживається літальним апаратом має дорівнювати енергії, що вироблена сонячними батареями впродовж польоту. Тривалість польоту T можна визначити за наступною формулою:

$$T = \frac{E_d}{W}, \quad (10)$$

де $W = P(t, \phi, n) \cdot \eta_3 \cdot S_{C.П.}$ – потужність сонячної панелі, E_d – сумарні витрати енергії впродовж польоту.

Тривалість польоту визначається перш за все запасом енергії і режимом польоту (висота, швидкість). Кожному режиму польоту відповідає визначена витрата енергії на один кілометр шляху і за одну годину польоту. Основними величинами, що визначають тривалість польоту, є кілометрова і часова витрата енергії.

Висота польоту. Попри те, що з висотою ефективність сонячних панелей зростає, в той же час, зменшується густина повітря, що спричиняє ріст швидкості польоту і збільшення необхідної потужності [3]. На рис. 7. зображено дефіцит потужності (різниця необхідної та наявної потужності) літака відповідно до зміни висоти польоту (а отже й густини повітря).

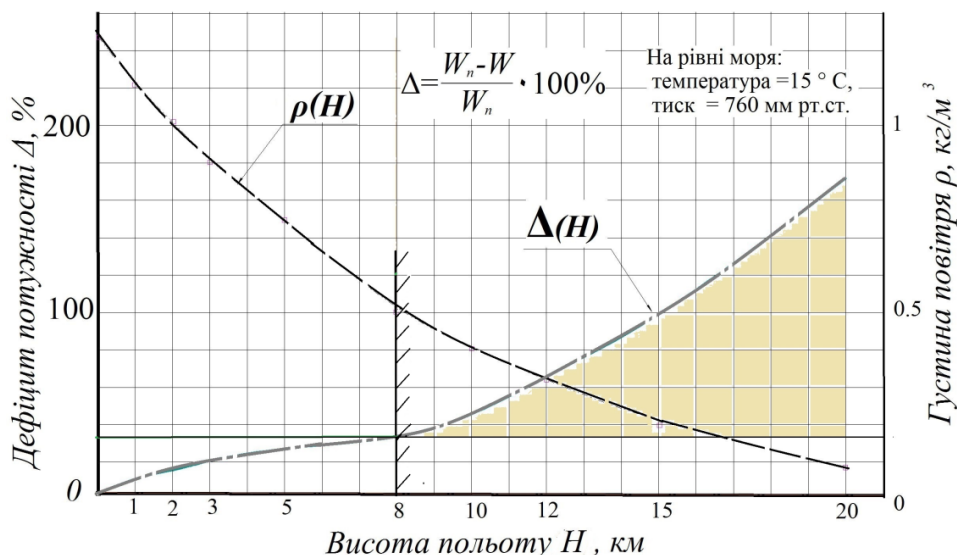


Рис. 7. Залежність дефіциту потужності енергосистеми літака від висоти польоту

Як видно, після висоти 8 км ріст необхідної потужності стає більш різким й на висотах 20 км досягає значень більших майже в 3 рази за необхідну потужність на висоті моря (рис. 7). Приріст потужності сонячних панелей за рахунок зниження атмосферних втрат з висотою є меншим за приріст необхідної потужності. Прийнятними для польоту літака слід вважати висоти до 8 км. З ростом висоти польоту актуальним є використання змішаної системи живлення по схемі «сонячна енергоустановка + бортові акумулятори». В такому разі дефіцит потужності може бути компенсований не лише за рахунок збільшення площі сонячних панелей, а й за рахунок часткового використання енергії бортових акумуляторів.

Аеродинаміка. Вплив аеродинамічних характеристик оцінимо на конкретному прикладі. Аналіз аналогів та власний досвід показує, що відносна маса цільового навантаження для літака на сонячній енергії становить близько 10%. При цьому, навантаження на крило лежить у межах 5-7 кг/м² (див. рис. 1). Припустимо, що цільове навантаження – 4 кг. Тоді, маса літака в першому наближенні буде дорівнювати 40 кг. При цьому необхідна площа крила буде дорівнювати приблизно 8 м². При подовженні крила 30, велике подовження необхідно для зменшення індуктивної складової опору, його розмах становитиме 15,5 м, число Рейнольдса для літака становитиме 600 000. Отримані габарити ЛА при умові жорсткого обмеження по масі створюють особливі вимоги до міцності та жорсткості конструкції. Характер впливу необхідної потужності сонячних панелей на аеродинамічну якість літака для різних значень η_s наведено на рис. 8 для конкретного, розрахункового випадку: злітна маса $m_0 = 5$ кг, $S_{sp} = 1$ м², $V = 15$ м/с.

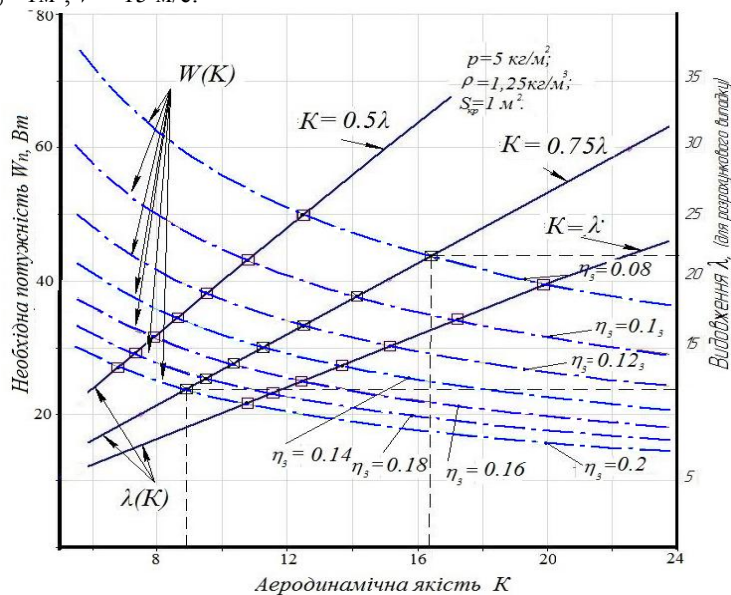


Рис. 8 Залежність необхідної потужності та видовження крила від аеродинамічної якості літака

Залежність необхідної потужності та видовження крила від аеродинамічної якості літака дозволяє оцінити взаємовплив енергетичної, аеродинамічної та конструкційної складової в рамках одного розрахункового

випадку літака. Для прикладу, при використанні вискоефективних компонентів енергоустановки, при умові $K = 0.75\lambda$, для розрахункового випадку літака, значення аеродинамічної якості для забезпечення горизонтального польоту становить 9 одиниць, тоді як при низкоефективній компоновці – близько 16 - 17 одиниць.

Пориви вітру. Внаслідок значних розмірів та малої маси літак піддається значному впливу вітру на початкових та завершальних етапах польоту (зліт-посадка). На етапах зльоту та посадки вертикальне навантаження $n_{y.б.ов.}$ визначається за формулою:

$$n_{y.б.ов.} = 1 \pm \frac{C_y^\alpha V_1 \rho V}{p} \leq [n_y] \quad (11)$$

де V_1 – швидкість пориву вітру.

Залежність експлуатаційних перенавантажень від величини швидкості вітру для вищевказаного розрахункового варіанту ($m_0 = 5$ кг, $S_{кр} = 1$ м², $V = 15$ м/с) зображено на рис. 9а.

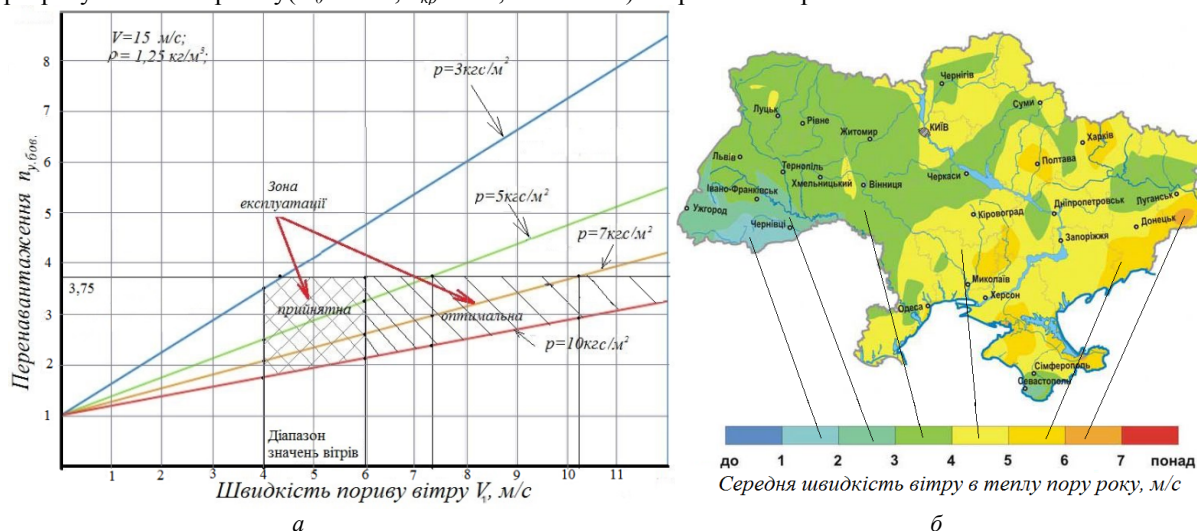


Рис. 9. Залежність перенавантаження від швидкості пориву вітру для різних значень навантаження на крило. а) – залежність експлуатаційних перенавантажень від швидкості вітру; б) – значення середньої швидкості вітру для території України

Наприклад, при великому видовженні (20-30 одиниць) та малому навантаженні на крило (5-7 кг/м²) навіть при невеликих вертикальних поривах $V_1 = 5 \dots 7$ м/с виникає значне вертикальне перенавантаження (рис.9а), що ставить обмеження на можливість експлуатації літаків на сонячній енергії.

З даних приведених на рис. 9 б можна зробити висновок, що для території України середні значення вітрів становлять 4-6 м/с, а отже при навантаженні нижчому за 5 кг/м² створити достатньо міцну конструкцію літака стає проблематично внаслідок великих перенавантажень (більших за 4 одиниці). А за умови поривів вітру швидкістю більше 10 м/с необхідно закладати в проектні розрахунки навантаження на крило від 7 кг/м².

Міцність, жорсткість. Не менш важливою задачею для розробників є забезпечення необхідної жорсткості та міцності конструкції в рамках заявлених габаритів та мас [6]. Дане завдання потребує впровадження новітніх методів проектування елементів конструкції та використання при виготовленні агрегатів сучасних матеріалів з максимальним відношенням маси матеріалу до міцності та жорсткості [14]. Жорсткість конструкції залежить від геометричних, аеродинамічних, конструктивних характеристик, і наприклад, для крила може бути представлена в виді наступної функції:

$$E = f(l, b, \bar{m}, Y, \dots) \leq [E]$$

Перспективи розвитку літаків з використанням енергії Сонця. Оскільки найбільші втрати в ланцюгу перетворення сонячної енергії в силу тяги відбувається на етапі перетворення сонячної енергії в електричну підвищення ККД батарей є визначальним напрямком. Уже сьогодні група фахівців з Інституту систем сонячної енергії Фраунгофера (Німеччина), компанії Soitec, CEA-Leti і Берлінського центру імені Гельмгольца створили фотоелемент, що має ККД 44,7% [15]. Це свідчить про те, що з часом ККД доступних на ринку батарей буде підвищуватися. Замість GaAs, що використовувався на перших зразках літаків на сонячній енергії, настав час дешевого кремнію. Ефективність монокристалічного кремнію виросла на стільки, що їх потужності стає достатньо, а при ціні на порядок нижчій, ніж у GaAs та гетероструктур A_3B_5 , вибір стає очевидним, навіть для експериментальних проектів.

Приріст енергії отриманий при збільшенні ефективності базових сонячних батарей літака, може бути використаний для зменшення маси та габаритів літака, збільшення маси корисного навантаження, поліпшенню експлуатаційних характеристик апаратів на сонячній енергії, підвищенню висоти чи швидкості польоту.

Зменшення необхідної площі крила для встановлення батарей збільшить навантаження на крило та покращить стійкість літака до впливу бокового вітру.

Безпосередньо в Україні розвиток літаків на сонячній енергії знаходиться на початковому етапі. В той же час Україна має реальний практичний досвід (НПП «Атлон Авіа», ТОВ НВП «Укртехно-Атом», «UKRSPECSYSTEMS», «UAVia» та інші) по створенню класичних безпілотних літальних апаратів з високими показниками жорсткості, міцності, масової та аеродинамічної ефективності. Так, наприклад, у роботі [16] описана технологія та обладнання для виробництва надтонких армуючих матеріалів для виготовлення конструкцій надлегких БПЛА. Отриманий односпрямований матеріал у виробничих умовах має поверхневу щільність від 12 г/м², а поверхнева щільність препрегу – 26-65 г/м². Крім того, створені матеріали мають поліпшені показниками міцності в порівнянні з вихідним вуглецевим ровінгом [16].

Інтенсивний розвиток безпілотної авіації розпочався в Україні тільки в останні роки і зумовлений різкою необхідністю в авіаційних засобах спостереження. Незважаючи на те, що достатньо багато організацій зайнялись розробкою безпілотних літальних апаратів комплексів, у тому числі на сонячній енергії [7], на даний час результати їх роботи представлені лише експериментальними апаратами, або малосерійними дослідними зразками. Оскільки літак на сонячній енергії це високотехнологічний продукт, то поява таких видів техніки є цілком реальною, але далекою перспективою.

Висновки

На території України існують умови для реалізації ефективних польотів літаків на сонячній енергії (якщо питоме річне випромінювання в Швейцарії – до 1000 кВт·год/м², і Німеччині – до 1300 кВт·год/м², то в Україні – до 1550 кВт·год/м²) та існує реальна потреба в таких літаках.

Україна має реальний практичний досвід по створенню безпілотних літальних апаратів з високими показниками жорсткості, міцності, масової ефективності, на рівні світових аналогів.

Ефективність реалізації літака на сонячній енергії в сучасному світі залежить від розвитку фотоелектричних перетворювачів сонячної енергії та при збереженні темпів (кожні 5 років ефективність промислових сонячних елементів збільшується на ≈2-3%) широкомасштабне використання даних літаків стане в найближчий час реальністю.

Створення літака на сонячній енергії – багатокритеріальна задача і оптимальний вибір параметрів у кінцевому результаті залежить від ефективного вирішення наступних задач: виконання умов існування літака на сонячній енергії (умови енергетичного балансу); ефективного використання сонячного випромінювання, задоволення експлуатаційних вимог, виконання умов міцності та жорсткості конструкції.

Аннотація В роботі проведено аналіз сучасного стану досліджень по темі летальних апаратів на сонячній енергії. Описані проблеми, які виникають при створенні летального апарата даного типу і представлені рекомендації по вирішенню важливіших проблем. Сформульовано рівняння існування літака на сонячній енергії на основі синтезу законів аеродинаміки літака і умов енергетичного балансу. Визначені технологічні, конструкційні, проектні та експлуатаційні обмеження на літаки даного типу. Вказані перспективи створення, можливості експлуатації летальних апаратів на сонячній енергії в Україні, тенденції розвитку досліджень даного і суміжних з ним напрямків.

Ключевые слова: летальный аппарат на солнечной энергии; солнечное излучение, уравнение существования самолета; анализ; солнечные панели.

Abstract. Purpose. The aim is to determine the main challenges for the creation of aircraft on solar energy, assess the feasibility of establishing and operating an aircraft on solar energy in Ukraine.

Design/methodology/approach. Creating an airplane on solar energy multicriterion task parameters and the optimal choice ultimately depends on the effective solution of these problems: the existence of the condition of the aircraft on solar energy (energy balance conditions); efficient use of solar energy, meet operational requirements, the conditions of strength and rigidity of the structure. Directly in the development of aircraft Ukraine on solar energy is at an early stage. Intensive development of unmanned aircraft began in us only in recent years and caused sharp need for air surveillance. Despite the fact that a lot of organizations undertook to develop unmanned aircraft systems, including solar energy, currently the results of their work are only experimental devices or small-lot production samples.

Findings. In Ukraine there are conditions for efficient operation of solar cells, and there is a real need for airplanes on solar energy. The time of flight on solar energy depends on the efficiency of solar cells. To implement this type of aircraft is important to use modern materials and technologies.

Keywords: aircraft on solar energy; solar radiation, the existence of the plane equation; analysis; solar cells.

Бібліографічний список використаної літератури

1. Трофименко А. П. Самолеты на солнечных батареях – новый инструмент для проведения исследований в Антарктике: особенности, преимущества, перспективы/ А. П. Трофименко Украинський антарктичний журнал, 2012. № 10-11, С. 390-398.
2. Noth A., Design of solar powered airplanes for continuous flight, Ph.D. dissertation. [Proektuvannya sonyachnykh batareyakh litakiv dlya bezperernoho pol'otu, dysertatsiya kandydata nauk] ETH, Switzerland, 2008. – 196 p.
3. Ross H. Solarangetriebene Flugzeuge = The True All Electric Aircraft – Eine Übersicht, DGLR Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, September 2007.

4. 10-ка лучших авиамodelей на солнечной энергии /<http://www.cheburek.net/stati-i-obzory/10-ka-luchshix-aviamodelej-na-solnechnoj-energii.html>.
5. *Воронков Ю.С.* Летательный аппарат с силовой установкой на солнечной энергии / Ю.С. Воронков, О.Ю. Воронков / Современные наукоемкие технологии. – 2013. – № 11. – С. 19-26.
6. *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.
7. *Sukhov V.V.* Aircraft aerodynamic scheme tandem working on solar energy / V.V. Sukhov, Y.S.Kozey / X Krajowe forum wiropłatowe 2015, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 26 czerwca 2015 roku.
8. *Сальник Ю.П.* Сучасний стан оснащення Збройних сил України безпілотними авіаційними комплексами / Ю.П. Сальник, И.В. Матала, В.А. Онищенко / Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил, 2011, випуск 2(28), С. 46-51.
9. *БнЛА R-100* /<http://velesavia.com/ru/aviatehnika/bpla/bpla-r-100.html>.
10. *Лебедев А. А.* Аэромеханика самолета/ А. А. Лебедев, –М.: ГИОП,1955. – 472 с.
11. *Inventory* /<http://www.gaaswafers.com>.
12. *Таблицы инсоляции для расчета ФЭС* /<http://www.solbat.su>.
13. *The Atmospheric Science Data Center (ASDC) at NASA Langley Research Center* / <https://eosweb.larc.nasa.gov>.
14. *Duffie J.A., Beckman W.A.* Solar Engineering of Thermal processes // John Wiley & Sons, Inc., N.Y., Third Edition. 2006. 928 p.
15. *Сонячні панелі.* Коротко про сонячні батареї/<http://smarteco.biz.ua/solar-panels>.
16. *Гаврилко В.В.* Усовершенствование методов создания сверхлегких беспилотных летательных аппаратов из композитных материалов : дис. канд. техн. наук : 05.07.02 / Гаврилко Владимир Викторович – Харьков, 2014. – 156 с.
17. *Касьянов Ю.* Применение БПЛА в условиях боевых действий/ <http://twower.livejournal.com/1691372.html>.
18. *Самохин В.Ф.* Экспериментальное исследование источников шумности беспилотного летательного аппарата с винтокольцевым двигателем в толкающей компоновке/ Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 70/ <http://www.mai.ru/upload/iblock/81d/81d77168791775d9fa57060f4d4612d5.pdf>.
19. *Эремин Г.В.* Оценка возможностей зенитных средств по активному противодействию малоразмерным БЛА/<http://topwar.ru/67941-ocenka-vozmozhnostey-zenitnyh-sredstv-po-aktivnomu-protivodeystviyu-malorazmernym-bla.html>.

References

1. Trofimenko, A. P. (2012), *Samolety na solnechnykh batarejah novyj instrument dlja provedenija issledovanij v Antarktike: osobennosti, preimushhestva, perspektivy*, *Ukraïns'kij antarktichnij zhurnal*, no 10-11, pp. 390-398.
2. Noth, A., (2008), "Design of solar powered airplanes for continuous flight", Ph.D. dissertation, ETH, Switzerland.
3. Ross, H. (2007), "Solarangetriebene Flugzeuge", The True All Electric Aircraft – Eine Übersicht, DGLR Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, (September 2007).
4. 10-ka luchshih aviamodelej na solnechnoj jenergii, available at: /<http://www.cheburek.net/stati-i-obzory/10-ka-luchshix-aviamodelej-na-solnechnoj-energii.html>.
5. Voronkov, Y.S., and Voronkov, O.Y. (2013), "Letatelnyj apparat s silovoj ustanovkoj na solnechnoj energii", *Sovremennye naukoemkie tehnologii*, no 11, pp. 19-26.
6. Suhov, V.V., and Kozey, Ja.S. (2014), "Problemi stvorenja BpLA na sonjachnih elementah Girotehnologii ta konstruovannja lital'nih aparativ" Tezi dop. uchasn. XVII nauk.-tehn. konf. stud. ta molodih uchenih, «Politehnika», VPI VPK, Kyiv, Ukraine.
7. Sukhov, V.V. and Kozey, Y.S. (2015), "Aircraft aerodynamic scheme tandem working on solar energy", *X Krajowe forum wiropłatowe*, Instytut Lotnictwa, (26 czerwca 2015), Warszawa, Pol'sha.
8. Sal'nik, Ju.P., Matala, I.V. and Onishhenko, V.A. (2011), "Suchasnij stan osnashhennja Zbrojnih sil Ukraïni bezpilotnimi aviacijnimi kompleksami", *Zbirnik naukovih prac' Harkivs'kogo universitetu Povitrjanih Sil*, no 2(28), pp. 46-51.
9. UAV R-100, available at: <http://velesavia.com/ru/aviatehnika/bpla/bpla-r-100.html>.
10. Lebedev, A.A. (1955), "Ajeromehanika samoleta", M. GIOP.
11. Inventory, available at: <http://www.gaaswafers.com>.
12. Tablicy insoljacji dlja rascheta FJeS, available at: <http://www.solbat.su>.
13. The Atmospheric Science Data Center (ASDC) at NASA Langley Research Center, available at: <https://eosweb.larc.nasa.gov>.
14. Duffie, J.A., Beckman, W.A. (2006), "Solar Engineering of Thermal processes", John Wiley & Sons, Inc., N.Y., Third Edition.
15. Sonjachni paneli. Kоротко про sonjachni batarei, available at: <http://smarteco.biz.ua/solar-panels>.
16. Gavrilko, V.V. (2014), "Usovershenstvovanie metodov sozdanija sverhlegkih bespilotnyh letatel'nyh apparatov iz kompozitnyh materialov", dis. kand. tehn. Nauk, 05.07.02, Har'kov, Ukraine.
17. Kasyanov, Y., "Primenenie bpla v usloviyah boevyx dejstvij", available at: <http://twower.livejournal.com/1691372.html>.
18. Samoxin, V.F., "Eksperimentalnoe issledovanie istochnikov shumnosti bespilotnogo letatel'nogo apparata s vinto-kolcevim dvizhitelem v tolkayushhej komponovke", elektronnyj zhurnal "Trudy mai". vypusk no 70, available at: <http://www.mai.ru/upload/iblock/81d/81d77168791775d9fa57060f4d4612d5.pdf>.
19. Eremin, G.V., "Ocenka vozmozhnostey zenitnyx sredstv po aktivnomu protivodejstviyu malorazmernym bla", available at: <http://topwar.ru/67941-ocenka-vozmozhnostey-zenitnyh-sredstv-po-aktivnomu-protivodejstviyu-malorazmernym-bla.html>.

Подана до редакції 13.06.2016