

УДК 629.735.33–519:621.383.51(045)

¹В.М. Казак, д.т.н., проф.²О.К. Горбач, асп.

СИНТЕЗ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З СОНЯЧНОЮ ЕНЕРГЕТИЧНОЮ УСТАНОВКОЮ

Національний авіаційний університет

¹E-mail: profkazak@ukr.net²E-mail: oleg_gorbach@i.ua

Розглянуто основні галузі застосування безпілотних літальних апаратів. Проаналізовано розробки літальних апаратів із використанням фотоелектричних елементів. Визначено основні параметри типового літального апарата. Приведено приклад розрахунку необхідних потужностей, які забезпечують прямолінійний горизонтальний політ та рівномірний підйом типового безпілотного літального апарата. Описано вагові та електричні характеристики фотоелектричних елементів та акумуляторних батарей.

Ключові слова: електричний двигун, типовий безпілотний літальний апарат, фотоелектричний елемент.

Постановка проблеми

Головна увага авіаційних фахівців приділяється створенню і удосконаленню безпілотних авіаційних систем (БАС) і комплексів, невід'ємною складовою яких є безпілотні літальні апарати (БПЛА).

За даними досліджень аналітичної компанії «Teal Group» обсяг БАС у найближчі десять років збільшиться вдвічі та у 2020 р. становитиме 11,3 млрд. доларів.

На сьогодні обсяг ринку становить 5,9 млрд. доларів, а загальні витрати світового ринку з 2011 по 2020 р. становитимуть 94 млрд. доларів [1].

Зростання до БАС інтересу з боку зарубіжної та вітчизняної космонавтики зумовлене необхідністю зниження високої вартості, тривалості створення засобів виводу, запуску, підготовки до запуску супутників. Зокрема, поряд з розвитком та вдосконаленням космічних засобів, що мають масу від однієї до декількох тон, велику увагу приділяють розробці та практичному застосуванню БПЛА як мікросупутників зі зменшенням їх маси. Реалізація цього напряму стає можливою завдяки перевагам БПЛА перед традиційними супутниками та новітнім досягненням світової науки і техніки в галузі нанотехнологій [2]:

- використання перспективних розробок у галузі фотоелектричних елементів, електроніці;

- створення потужних бортових обчислювачів із надвисокою швидкодією, надійністю, малим енергоспоживанням, масою та габаритами;

- упровадження новітніх цифрових інформаційно-керуючих технологій;
- оперативність отримання інформації;
- можливість передачі інформації в реальному режимі часу;
- придатність до змін завдань та заміни обладнання.

Отже, актуальність модернізації існуючих та розробка нових типів БАС визначається постійним розширенням сфер їх застосування [3]:

- 1) виявлення малорозмірних об'єктів:
 - повітряних;
 - надводних;
 - підводних;
 - наземних;
- 2) керування повітряним рухом:
 - у важко доступних районах;
 - при стихійних лихах і аваріях;
 - на тимчасових повітряних трасах в авіації народного господарства;
- 3) контроль морського судноплавства:
 - пошук і виявлення суден;
 - попередження аварійних ситуацій у портах;
 - контроль морських кордонів;
 - контроль правил риболовства;
 - виявлення шкідливих плям;
- 4) розвиток регіональних і міжрегіональних телекомунікаційних мереж:
 - системи зв'язку, в тому числі мобільні;
 - телерадіомовлення;
 - ретрансляція;

- навігаційні системи;
- оповіщення про стихійні лиха;
- 5) аерофотозйомка і контроль земної поверхні:
 - аерофотозйомка (картографія);
 - інспекція дотримання договірних зобов'язань;
 - режим відкритого неба;
 - контроль гідро-, метеостану;
 - контроль активно випромінюючих об'єктів;
 - контроль ліній електропередач, трубопроводів;
- 6) контроль екологічного та епідеміологічного стану:
 - радіаційний контроль;
 - газохімічний контроль;
 - контроль стану газо- та нафтоперегонів;
 - опитування сейсмічних датчиків;
 - виявлення нафтових або отруйних речовин на воді;
 - моніторинг їх розмірів і напрямків руху;
- 7) забезпечення сільгоспробіт і геологорозвідки:
 - визначення характеристик ґрунту;
 - розвідка корисних копалин та водогонів;
 - підповерхневе (до 100 м) зондування Землі.
- 8) океанологія:
 - розвідка льодового стану;
 - спостереження за хвилюванням моря;
 - пошук косяків риби;
 - спостереження за міграцією морських тварин та птиць.

За допомогою БАС можливо здійснювати контроль технічного стану і безпеки функціонування об'єктів, які розташовані на великій відстані (протяжні об'єкти).

Отже, БПЛА застосовують в організаціях із високою протяжністю та територіальною обширністю об'єктів спостереження. До таких організацій належать:

- власники трубопровідного транспорту;
- прикордонні служби;
- ОАО «Укрзалізниця»;
- пожежні частини;
- служби нагляду за учасниками рибного промислу.

Повітряний моніторинг – найбільш ефективний засіб дистанційного збору даних.

Аналіз досліджень

Створення дешевих, безпечних, простих в обслуговуванні, високонадійних та точних носіїв відповідного обладнання, БПЛА малогабаритного класу, особливо з екологічно чистими силовими установками, наприклад, електричними двигунами, зумовлено [4]:

- появою принципово нових галузей застосування БПЛА, наприклад, у складі індивідуального оснащення як засобу оперативного збору інформації;
- підвищенням вимог до функціональних та експлуатаційних властивостей БПЛА, наприклад, підвищенням прихованості та оперативності збору інформації;
- зниженням масогабаритних характеристик.

Світова тенденція впровадження відновлювальних і екологічно безпечних джерел енергії показує, що одним із найбільш перспективних напрямів у розвитку літальних апаратів (ЛА) є розробка БПЛА з використанням фотоелектричних елементів для живлення електроенергією двигунів і бортового обладнання.

У світі створено близько ста БПЛА, що використовують енергію сонця. В Україні цей напрям досліджується вже два роки у ДП КБ «Южное» [2]. Активність розробників подібних апаратів та багатомільйонні інвестиції вказують на перспективність розвитку БПЛА.

Мікро- та мініатюризація БПЛА нерозривно пов'язана з багатократним ускладненням проблеми їх стабілізації через різке підвищення чутливості малогабаритних апаратів до впливу зовнішніх збурень. Це визначає тенденцію, яка вимагає суттєвого розширення робастних можливостей бортової системи керування.

Сучасні дослідження у сфері нанотехнологій, матеріалознавства, мікросистемної техніки, інформаційних технологій і методах обробки знань свідчать про перспективи розробки інтелектуальної бортової системи керування [4], яка б забезпечувала високу ступінь адаптивності, автономності та надійності функціонування малогабаритних БПЛА в умовах невизначеності та впливу зовнішніх збурень.

Мета роботи – аналіз публікацій щодо розробки ЛА з використанням фотоелектричних елементів, визначення основних параметрів типового БПЛА з використанням фотоелектричних елементів, проведення розрахунків необхідних потужностей для здійснення прямолінійного

горизонтального та рівномірного підйому БПЛА, визначення вагових та електричних характеристик фотоелектричних елементів та акумуляторних батарей (АКБ).

Характеристики безпілотних літальних апаратів

Літальний апарат Solar Challenger американського розробника Пола Макрід із максимальною потужністю силової установки 2,5 кВт подолав Англійський канал 7 червня 1981 р. тільки за рахунок використання сонячної енергії [5].

Літальний апарат Solair 1 Гюнтера Рочельта здійснив політ із встановленими 2500 фотоелектричними елементами, що дозволяє генерувати потужність 2,2 кВт.

Літальний апарат Sunseeker Еріка Реймонда перетнув США в 21 етап. Найтриваліший переліт дорівнює 400 км. Літальний апарат масою біля 89 кг обладнаний фотоелектричними елементами з аморфного кремнію.

У 2005 р. БПЛА Алана Коконі з п'ятиметровим розмахом крила здійснив 48-годинний безперервний політ. Його силова установка та обладнання мали живлення від сонячної енергії. Літальний апарат оснащений АКБ та здатен літати вночі за рахунок енергії, яка була згенерована та збережена вдень.

Літальний апарат Helios, який сконструйований NASA, з дистанційним керуванням, розмахом крила більше 70 м установив рекорд висоти польоту біля 30 км та розглядався як альтернатива супутникового зв'язку [6].

Надлегкий БПЛА Zephyr розроблений британською оборонною компанією QinetiQ. Розмах крила становить 22,5 м, маса 50 кг, силова установка містить у своєму складі два електричні двигуни. Запуск виконується вручну. Вдень літак летить за рахунок сонячної енергії, що отримується за допомогою фотоелектричних елементів з аморфного кремнію, які не товще паперового листа. Вони покривають поверхню крила та використовуються для зарядки літій-сірчаних АКБ для живлення літака вночі. [7].

Літальний апарат SolarImpulse, головним ідеологом якого є Бертран Пікард, має розмах крила 63,4 м, довжину 21,85 м, масу 1600 кг, з яких 400 кг – маса літєвих АКБ. Злітна швидкість становить 35 км/год, середня швидкість польоту 70 км/год. На літаку встановлено чотири електричні двигуни.

Живлення здійснюється від 11628 фотоелектричних елементів. Літальний апарат SolarImpulse побудований навколо скелета зі 120 ребрами з вуглецевого волокна. Верхні поверхні крила покриті фотоелектричними елементами, нижні – легкою гнучкою плівкою [8].

Аналіз даних табл. 1 та класифікації БПЛА з використанням фотоелектричних елементів, наведеної в роботі [9], показує, що БПЛА малогабаритних класів мікро, міні, малі, легкі (міді) найбільш підходять для розміщення таких джерел живлення, як фотоелектричні елементи.

Для живлення малопотужних силових установок та обладнання БПЛА зазначених класів необхідна фотоелектрична батарея невисокої потужності та вартості.

Для розрахунку характеристик БПЛА потрібно знати:

- висоту польоту H ;
- розрахункову швидкість V ;
- розрахункову масу БПЛА m ;
- площу крила БПЛА для розміщення фотоелектричних елементів.

Задамо вихідні параметри польоту:

$$\begin{aligned} H &= 3 \text{ км}, \\ V &= 50 \text{ км/год}, \\ m &= 10 \text{ кг}, \\ S &= 2,5 \text{ м}^2. \end{aligned}$$

Оскільки маємо обмеження за енергоспоживанням, доцільно визначити клас БПЛА як мотопланер. Проаналізувавши характеристики ЛА [10; 11; 12] цього класу, визначимо аеродинамічну якість:

$$K = 25.$$

Аеродинамічна якість є відношенням коефіцієнтів підйомної сили C_Y та сили лобового опору C_X , які залежать від кута атаки α (у нашому випадку постійний), за яким

$$C_Y = 0,6 \text{ та } C_X = 0,024.$$

Згідно з методиками розрахунку основних аеродинамічних та польотних характеристик [13] визначимо необхідну потужність силової установки та площу поверхні крила типового міні-БПЛА.

Силова установка призначена для створення сили тяги, яка необхідна для подолання лобового опору та забезпечення поступального руху літака. Вона складається з двигуна, рушії (гвинт) та систем, що забезпечують роботу рушійної установки (паливна система, охолодження тощо).

Таблиця 1

Тактико-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів

БПЛА	Система автоматичного керування	Силова установка	Споживаний струм/потужність/витрата палива	Маса злітна, кг	Навантаження, кг	Крейсерська/максимальна швидкість, км/год	Стеля/радіус дії, км	Тривалість польоту, год	Розмах крила/довжина, м	Виробник, країна
АИСТ-1	Дистанційна	Електрична	0,15 кВт	2	0,3	40/80	-/10	1	1,8/1,2	Росія
Инспектор-201	Дистанційна	Електрична	-	1,3	0,150	55/120	4/45	0,5-1	0,8/-	Росія
А-2 Синица	Дистанційна	Електрична	0,4 кВт	5	1	30/80	-/20	1	1,8/0,95	Україна
Skylark	-	Електрична	-	4,55	0,9	70/80	-/10	1,5	2,74/1,83	Elbit, Ізраїль
Pointer	Дистанційна	Електрична	0,3 кВт	3,6	0,9	30/80	-	1,5	2,7/1,8	Aero-Vironment, США
А-3 Ремез	-	Поршнева	2,5 к.с.	10	3	60/105	1/20	2	2/0,78	Україна
LunaX-2000	-	Поршнева	6,8 к.с.	30		40/140	3/40	2	4,17/2,25	Германія
Buster	-	-	1,6 к.с.	4,5	1,4	65/-	3/10	4	1,2/1	США

Безпілотні літальні апарати оснащуються електродвигунами або двигунами внутрішнього згоряння (ДВЗ).

Двигуни змінного струму недоцільно застосовувати в ланцюгах постійного струму через необхідність встановлення додаткових електричних перетворювачів.

Переваги двигунів постійного струму (ДПС) такі:

- не має забруднення від пального, змащування, вихлопу, запаху;

- двигун можна повністю вимкнути та включити необмежену кількість разів під час польоту (дуже корисно для планерів – пропелер, який зупинився, створює менше повітряного опору, ніж пропелер, що обертається зі сталою швидкістю);

- простіший в обслуговуванні та передпольотній підготовці;

- не потребує налаштування та специфічних інструментів дозаряду або заміни АКБ;

- звук роботи двигуна значно тихіший;

- не змінює маси та центровки під час польоту;

- акумуляторна батарея не розряджається миттєво на противагу від рідкого палива, спочатку зменшиться тяга, що є сигналом про розрядження АКБ;

- літальний апарат завжди залишається керованим (двигун потребує значно більше енергії ніж сервоприводи);

- значний ресурс та відносно невисока вартість ДПС та запасних частин;

- зручність центровки ЛА за допомогою маси АКБ.

Недоліками ДПС є:

- акумулятори LiPo потребують акуратного відношення через пожежонебезпечність;

- тяга двигуна помітно змінюється під час польоту, оскільки акумулятор розряджається та його напруга знижується;

- складність вибору зв'язки АКБ – двигун – регулятор ходу через залежність параметрів

кожного з цих пристроїв від параметрів іншого, разом вони впливають на масу ЛА та його льотні характеристики;

- жорсткі вимоги до процесу заряду АКБ, що потребує складних зарядних пристроїв;

- акумуляторні батареї мають велику масу (15–60 % від маси ЛА), та потребують правильного розташування у відсіках ЛА для уникнення пошкодження бортової апаратури та самої АКБ під час посадки.

Переваги ДВЗ такі:

- після заправки паливом ЛА знову може підніматися в повітря;

- під час витрати палива ЛА стає легше на 10–25 %;

- тягові характеристики не змінюються під час польоту.

Недоліками ДВЗ є:

- більше шуму на відміну від ЛА з електричною силовою установкою;

- необхідність регулярного обслуговування ДВЗ;

- забруднення, сліди палива, змащування, вихлопу, характерний запах;

- потребує допільотного та післяпольотного обслуговування, специфічних інструментів;

- паливо дорожче.

Безпілотні літальні апарати з ДВС представлені ЛА в усіх вагових категоріях. Для БПЛА класу міні (1–10 кг) застосовуються двотактні або чотиритактні двигуни. Переважно розповсюджені калільні двигуни, рідше компресійні, пневматичні або бензинові двигуни (дорожчі), одноциліндрові атмосферні двигуни, багатомоторні БПЛА.

У розповсюджених БПЛА з розмахом крила до 2 м застосовують двотактні одноциліндрові атмосферні двигуни з робочим об'ємом, який рідко перевищує 15 см³. Бортове живлення забезпечується незалежним від двигуна джерелом енергії.

Електричну силову установку застосовують на БПЛА різних класів. Електродвигуни використовують на ЛА від 7–8 г до декількох тон. Усе частіше на БПЛА застосовують силову установку з ДПС. Завдяки широкому розповсюдженню LiPo АКБ ЛА стали легкими та потужними (з великою струмовіддачею).

Електрична силову установку містить у своєму складі електронний регулятор ходу ESC, який часто оснащений перетворювачем напруги АКБ

до бортової напруги, яка потрібна для живлення сервомеханізмів, гіроскопу та іншого бортового обладнання.

Двигуни у більшості сучасних малогабаритних БПЛА безколекторні. Потужність двигунів становить 5–7000 Вт, маса – від одиниць грамів до кілограма. Основного розповсюдження набули двигуни з ротором, що обертається навколо статора, рідше з ротором, що обертається у статорі.

Розрахунок характеристик силової установки залежить від вихідних характеристик та параметрів двигуна, гвинта тощо.

Проведемо розрахунок максимальної потужності силової установки та потрібної потужності для заданого режиму польоту для усталеного горизонтального польоту та підйому літака.

Потужність, яку розвиває гвинт (потужність на валу гвинта), визначаємо за формулою:

$$N_{ГВ} = \bar{\beta} \rho_0 \eta_c^3 D^5.$$

Одна частина цієї потужності використовується для переміщення ЛА у просторі.

Друга частина йде на компенсацію втрат енергії на самому гвинті, що оцінюються ККД гвинта ($\eta_{Г} = 0,8 \dots 0,9$), та втрат енергії повітряного потоку при обтіканні ним частин ЛА, що оцінюються коефіцієнтом втрат ($k_{В} = 0,85 \dots 0,95$).

З урахуванням цих втрат визначаємо ефективну потужність або потужність на валу двигуна для приводу повітряного гвинта:

$$N_{еф} = \frac{N_{ГВ}}{\eta_{Г} k_{В}} \quad (1)$$

З урахуванням ККД двигуна ($\eta_{д} = 0,8 \dots 0,9$) отримаємо потужність двигуна:

$$N_{д} = \frac{N_{еф}}{\eta_{д}} \quad (2)$$

Розглянемо горизонтальний політ, тобто політ зі сталою швидкістю та без набору або втрати висоти.

Із рис. 1, а видно, що сила ваги літака G врівноважена піднімальною силою літака Y , а сила лобового опору X – силою тяги P .

Для врівноваженого горизонтального польоту необхідно, щоб виконувалися дві умови:

$$Y - G = 0, H = \text{const} \quad (3)$$

$$P - Y = 0, Y = \text{const} \quad (4)$$

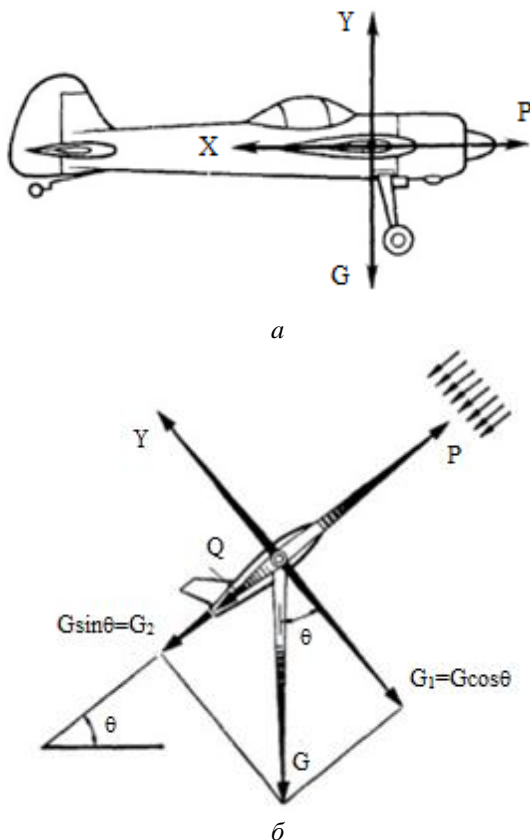


Рис. 1. Дія сил на літак під час усталеного горизонтального режиму польоту (а), усталеного підйому (б)

Для того, щоб крило літака створювало піднімальну силу, яка дорівнює вазі літака, необхідно, щоб воно рухалось із певною швидкістю відносно повітря. Із формули

$$Y = G = C_Y \frac{\rho v^2}{2} S$$

визначимо швидкість горизонтального польоту:

$$v = 37,2 \text{ км/год або } 10,33 \text{ м/с.}$$

Із формул (3), (4) отримаємо:

$$\frac{Y}{X} = \frac{G}{P} = K,$$

$$P = \frac{G}{K} = \frac{mg}{K},$$

звідки визначаємо потрібну тягу горизонтального польоту:

$$P = 3,9 \text{ Н.}$$

Потужність, яка необхідна для забезпечення горизонтального польоту, визначаємо за формулою

$$N = Pv;$$

$$N = 40,6 \text{ Вт.}$$

Розглянемо прямолінійний усталений підйом літака, траєкторія якого нахилена до горизонту під деяким кутом підйому θ .

Під час підйому на літак діють ті самі сили, що і під час горизонтального польоту (рис. 1, б), але сила тяжіння G має тепер дві складові.

Для виконання умови рівномірності та прямолінійності підйому літака всі сили, які на нього діють, повинні бути взаємно врівноважені:

$$Y = G_1 = G \cos \theta; \quad (5)$$

$$P = X + G_2 = X + G \sin \theta. \quad (6)$$

З умови (5) визначаємо потрібну для підйому швидкість, яка необхідна для створення підйомної сили, що врівноважує складову сили тяжіння, що напрямлена перпендикулярно до траєкторії підйому літака:

$$Y = G \cos \theta = C_Y \frac{\rho v_{\text{під}}^2}{2} S,$$

швидкість підйому:

$$v_{\text{під}} = 37,1 \text{ км/год або } 10,3 \text{ м/с,}$$

кут нахилу траєкторії:

$$\theta = 5^\circ,$$

вертикальну швидкість польоту:

$$v_y = \sin \theta \cdot v_{\text{під}};$$

$$v_y = 3,2 \text{ км/год або } 0,9 \text{ м/с.}$$

З умови (6) визначаємо потрібну для підйому тягу, яка необхідна для врівноваження сили лобового опору та складової сили ваги. Якщо здійснювати підйом літака з тим же кутом атаки, що і горизонтальний політ, то сила лобового опору при підйомі буде дорівнювати необхідній тязі горизонтального польоту:

$$P_{\text{під}} = P + G \sin \theta;$$

$$P_{\text{під}} = 12,5 \text{ Н.}$$

Формула потужності, яка необхідна для забезпечення підйому, має вигляд:

$$N_{\text{під}} = P_{\text{під}} v_{\text{під}}$$

$$N_{\text{під}} = 128,6 \text{ Вт.}$$

Із формул (1), (2) отримаємо потужність двигуна:

$$N_d = \frac{N_{\text{ГВ}}}{\eta_{\Gamma} k_{\text{в}} \eta_d};$$

$$N_d = \frac{128,6}{0,85 \cdot 0,9 \cdot 0,85} = 197,8 \text{ Вт}$$

Живлення безколекторних двигунів Pilotage моделей DT3007/30 та DT3013/14 відбувається за допомогою зборки із трьох LiPo АКБ (табл. 2).

Двигун DT3007/30 виробляє потужність до 210 Вт із максимальним ККД, тому на ЛА необхідно встановлювати два двигуна.

Потужність двигуна DT3013/14 досягає 300 Вт, що достатньо для забезпечення рівномірного підйому ЛА.

Для визначення необхідної потужності фотоелектричних елементів розрахуємо кількість енергії, яку споживе силова установка за добу. Припустимо, що літак протягом доби здійснював підйом тривалістю 1 год, решту часу летів у врівноваженому горизонтальному польоті, тоді спожита потужність буде:

$$N_{\text{сп}} = \frac{N_{\text{під}} + N_{23}}{\eta_{\Gamma} \cdot k_{\text{в}} \cdot \eta_{\text{д}}};$$

$$N_{\text{сп}} = 1632 \text{ Вт} \cdot \text{год.}$$

Проаналізуємо характеристики фотоелектричних елементів – їх масу, потужність та площу щодо можливості їх застосування. Характеристики деяких типів фотоелектричних елементів наведено в табл. 3 [14; 15]. Вимірювання проводили за умов 1,5 АМ, 25°C та 1000 Вт/м².

Сучасні фотоелектричні елементи, в тому числі українського виробництва, мають ККД 15–20 %. Плівкові GaAs, багатошарові GaInP/GaAs/Ge фотоелектричні елементи з ККД до 24–32 % дозволяють отримати з 1 м² поверхні 200–300 Вт електроенергії. Відносна вага фотоелектричних елементів 100 Вт/кг не стає завадою в їх застосуванні на БПЛА як джерела живлення. Використання фотоелектричних елементів як джерел живлення БПЛА є альтернативою невичерпних джерел енергії.

Для розрахунку потужності фотоелектричного джерела живлення літака візьмемо фотоелектричні елементи другого зразка з табл. 3. Його потужність $N_{\text{се}} = 4,5$ Вт. На крилі площею 2,5 м² можемо розмістити близько 160 штук, загальна потужність яких $N_{\text{се заг}} = 730$ Вт.

Для оцінювання кількості електроенергії, яку зможуть виробити фотоелектричні елементи, користуються статистичними метеорологічними даними та картами сонячної активності на місцевості (рис. 2). За цими даними фотоелектрична батарея згенерує в середньому за добу (у літні місяці) $N_{\text{сп ген}} = 2555$ Вт·год [16; 17].

Таблиця 2

Характеристики двигунів Pilotage модель DT3007/30 та DT3013/14

Двигун	Оберт, об/В	Струм максимального ККД, А	Максимальний ККД, %	Максимальний струм, А	Внутрішній опір, Ом	Діаметр валу/довжина/діаметр двигуна, мм	Маса, кг
DT3007/30	1050	16–22	82	25	0,07	4/52/37,3	0,072
DT3013/14	1085	22–32	85	40	0,033	5/58/37,3	0,110

Таблиця 3

ККД сонячних елементів

Тип елемента	ККД, %	Площа елемента, см ²	Напруга холостого ходу, В	Густина струму короткого замикання, мА/см ²	Коефіцієнт заповнення, %	Відносна потужність, Вт/кг	Тест центр
Si (crystalline)	25,0	4	0,706	42,7	82,8	100	Sandia (3/99)
Si (large crystalline)	24,2	155,1	0,721	40,5	82,9	100	NREL (5/10)
Si (thinfiltransfer)	16,7	4,017	0,645	33,0	80,9	353	FhG-ISE (7/01)
GaAs (thinfilm)	27,6	0,9989	1,107	29,6	84,1	-	NREL (11/10)
GaAs (multi crystalline)	18,4	4,011	0,994	23,2	79,7	60	NREL (11/95)
GaInP/GaAs/Ge	32	3,989	2,622	14,37	85	180	NREL (1/03)
CIGS (cell)–							
CuInGaSe2	19,6	0,996	0,713	34,8	79,2	2500	NREL (4/09)
CdTe (cell)	16,7	1,032	0,845	26,1	75,5	-	NREL (9/01)

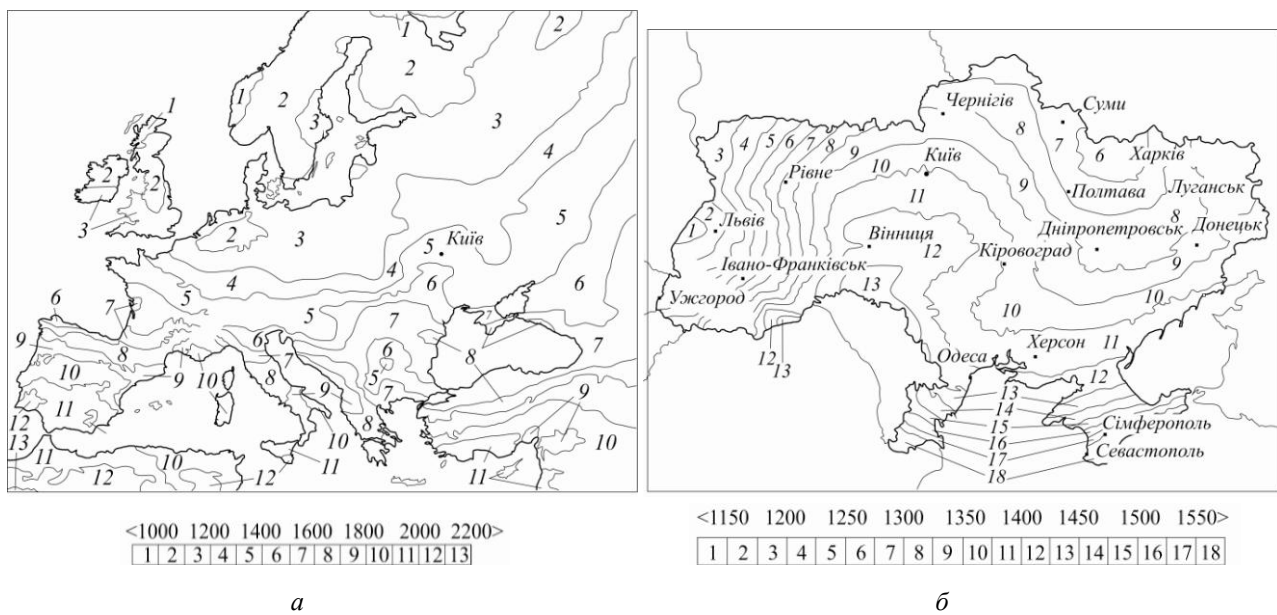


Рис. 2. Карта сонячної активності Європи (а) та України (б)

Використання фотоелектричних елементів як основного бортового джерела постійного струму потребує включення АКБ до складу БПЛА для збереження електричної енергії вдень та живлення обладнання та силової установки вночі.

Живлення всієї системи виконується від АКБ ємністю від десятків міліампер до сотень ампер за годину та напругою 3,7–37 В і більше залежно від дальності польоту та напруги живлення ДПС. Все більшого розповсюдження набувають LiPo АКБ, але разом із тим використовують Ni-MH, NiCd та FeO₄ АКБ. Порівняльна характеристика АКБ у табл. 4 показує, що LiPo АКБ мають найбільший відносний коефіцієнт потужність–маса.

Двигун силової установки живиться від 10,8 В АКБ, тоді ємність АКБ з урахуванням необхідного залишку заряду дорівнює 30 %:

$$C_{\text{АКБ}} = 90 \text{ А}\cdot\text{год.}$$

Маса такої АКБ становить близько 4,2 кг, тобто 42 % від маси БПЛА.

Висновки

Проведено розрахунок основних конструктивних параметрів типового малогабаритного БПЛА з використанням фотоелектричних елементів для живлення його силової установки як єдиного джерела електричної енергії. Розраховано необхідні величини потужностей для здійснення прямолінійного горизонтального польоту та рівномірного підйому літака. Визначено вагові та електричні характеристики фотоелектричних елементів, їх сумарну потужність, яка забезпечує політ БПЛА, основні вагові характеристики АКБ, їх ємність та масу. Отримані результати мають значення для подальшого проектування системи керування силовою установкою малогабаритного БПЛА.

Таблиця 4

Особливості герметичних АКБ різних електрохімічних систем

Характеристика	Нікель-кадмієві	Нікель-металогідридні	Свинцево-кислотні	Літій-іонні
Робоча напруга, В	1,2	1,2	2,0	2,2–3,6
Типова ємність, Ач	0,03–20	0,05–13,5	0,7–20	0,4–6
Діапазон робочих температур, °С	–20...+60	–10...+40	–15...+50	–20...+60
Питомий коефіцієнт енергія–вага, Вт·год/кг	30–60	40–80	25–50	100–250

Література

1. *World Unmanned Aerial Vehicle Systems* – 2011 [Електронний ресурс]. Teal Group. – 2011. – 383 с. – Режим доступу: <http://tealgroup.com>
2. *Макаров А.* Беспилотный летательный аппарат на солнечных батареях / А. Макаров // Бизнес класс. – Дніпропетровськ: ООО РКЦ «Злат», 2011. – 26 (2). – С. 46–49.
3. *Казак В.М.* Безпілотні літальні апарати / В.М. Казак, О.В. Самков. – К.: НАУ, 2010. – 600 с.
4. *Тенденции* развития беспилотных летательных аппаратов мини- и микроклассов / В.М. Лохин, С.В. Манько, М.П. Романов и др. // Нано- и микросистемная техника. – 2005. – № 2. – С. 44–48.
5. *History of solar aviation* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.solarimpulse.com/en/documents/challenge_history
6. *Helios prototype* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/ResearchUpdate/Helios/index.html>
7. *QinetiQ's Zephyr solar powered unmanned aircraft soars to new world records* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.qinetiq.com/news/PressReleases/Pages/zephyr-2010.aspx>
8. *Plane* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://solarimpulse.com/common/documents/challenge_solar
9. *Горбач О.К.* Анализ современного состояния развития беспилотных летательных аппаратов: матеріали X Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2011», (Київ, 19–21 квіт. 2011 р.) / О.К. Горбач, А.Й. Вакарова // – К.: НАУ, 2011. – Т. 2. – С. 16.13–16.16.
10. *Планер.* Характеристики [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://sail-plane.ru/performances.html>
11. *Пластиковый планер для СНГ* [Электронный ресурс] / Ю.В.Макаров. – Режим доступа: <http://4avia.ru/node/104>
12. *Аэродинамическое* качество [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамическое_качество
13. *Беспилотные* летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик БПЛА / В.И. Ильющко, М.М. Митрахович, О.В. Самков, В.И. Силков. – К.: ЦНДІ ОВТ ПС України, 2009. – 302 с.
14. *Solar cell efficiency tables (version 37)* [Електронний ресурс] / М. Green, К. Emery, Y. Hishikawa, W. Warta // *Progress in photovoltaics: research and applications.* – 2011. – N 37. – P. 84–92. – Режим доступу: <http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/pip.1088/abstract>
15. *Thin Film Solar Cell.* [Електронний ресурс] / J.R. Tuttle// Skypoint Solar, Inc. – Режим доступу: <http://www.orbital-power.com/home/thin-film-solar-cells/>
16. *Atmospheric Science Data Center* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://eosweb.larc.nasa.gov/>
17. *Potential of solar electricity generation in the European Union member states and candidate countries.* Solar Energy [Електронний ресурс] / М. Šuri, Т.А. Huld, Е.Д. Dunlop, Н.А. Ossenbrink // European Commission, DG Joint Research Centre, Institute for Environment and Sustainability, Renewable Energies Unit. – 2007. – N 81. – P. 1295–1305. – Режим доступу: http://www.egea.eu/upload/member/3270/Potential_Solarelectricity_EU+Suri_etAl_2007.pdf

Стаття надійшла до редакції 31.01.2012.