

КРИТЕРІЙ РАЦІОНАЛЬНОГО ВИБОРУ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ

En

None of the existing characteristics of the aircraft does not give an unambiguous answer to the question of the perfection of an unmanned aerial vehicle on solar energy. For this reason, there is a real need for a generalized evaluation criterion for aircraft of this type.

In the work the author proposed a criterion for rational choice of parameters of an unmanned aerial vehicle on solar energy. The criterion allows a sufficiently close analysis of existing and design variants of aircraft of this type, to choose the most successful. The criterion combines a number of key parameters that have a greater impact on the effectiveness of an unmanned aerial vehicle on solar energy: the aerodynamic performance, the load on the wing, the speed of flight, the required capacity for the flight.

On the basis of the analysis of the characteristics of existing aircraft with an electric power plant and solar cells, quantitative values of the proposed criterion of perfection were obtained.

Dependences of energy characteristics and geometric parameters of the wing of the aircraft affecting the values of the criterion of perfection are obtained.

A comparison of the characteristics of a pilot-type pilotless aircraft on solar energy (flying laboratory) has been compared with the most advanced and advanced aircraft in this direction.

Ru

Предложен критерий для рационального выбора параметров беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии, что позволяет в достаточном приближении анализировать существующие и проектные варианты летательных аппаратов данного типа, выбирать наиболее удачные. Получены зависимости между энергетическими характеристиками и геометрическими параметрами крыла летательного аппарата. Проведено сравнение характеристик опытного образца беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии с наиболее совершенными и передовыми летательными аппаратами данного направления.

Вступ

Безпілотний літальний апарат (БпЛА) на сонячній енергії (СЕ) являє собою складну технічну систему побудовану на принципах гармонічного поєднання значного масиву параметрів [1, 2]. Кожен із параметрів неодмінно має вплив на решту характеристик масиву, проте ступінь цього

¹⁴ НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіакосмічних і роботизованих систем

впливу різних. Крім цього на більшість характеристик літального апарату накладаються обмеження з боку технічного завдання, існуючого рівня технологій, специфіки експлуатації, фізичних можливостей [3, 4].

У зв'язку з проблемою малої наявної енергії літака даного типу [3-5], необхідно за будь яку ціну знижувати потрібну потужність. Найбільш діючий варіант це зниження динамічних характеристик, зокрема – швидкості польоту. У свою чергу для досягнення енергетичного балансу [6] необхідно літати не лише за малими швидкостями, а й за мінімально-можливим навантаженням на крило [3].

Оскільки жодна з існуючих характеристик літального апарату не дає однозначної відповіді на питання щодо досконалості запропонованого варіанту БпЛА на СЕ, існує потреба в конкретному критерії оцінки.

Постановка задачі

Метою даної роботи є визначення критерію раціонального вибору параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії.

Результати дослідження

Незважаючи на значну злітну масу певних представників ЛА на СЕ (*Solar Impulse 2* $m_0 = 2000\text{кг}$, $p = 7,5\text{кгс/м}^2$), їх навантаження на крило на порядок нижче ніж у традиційних БпЛА (рис. 1).

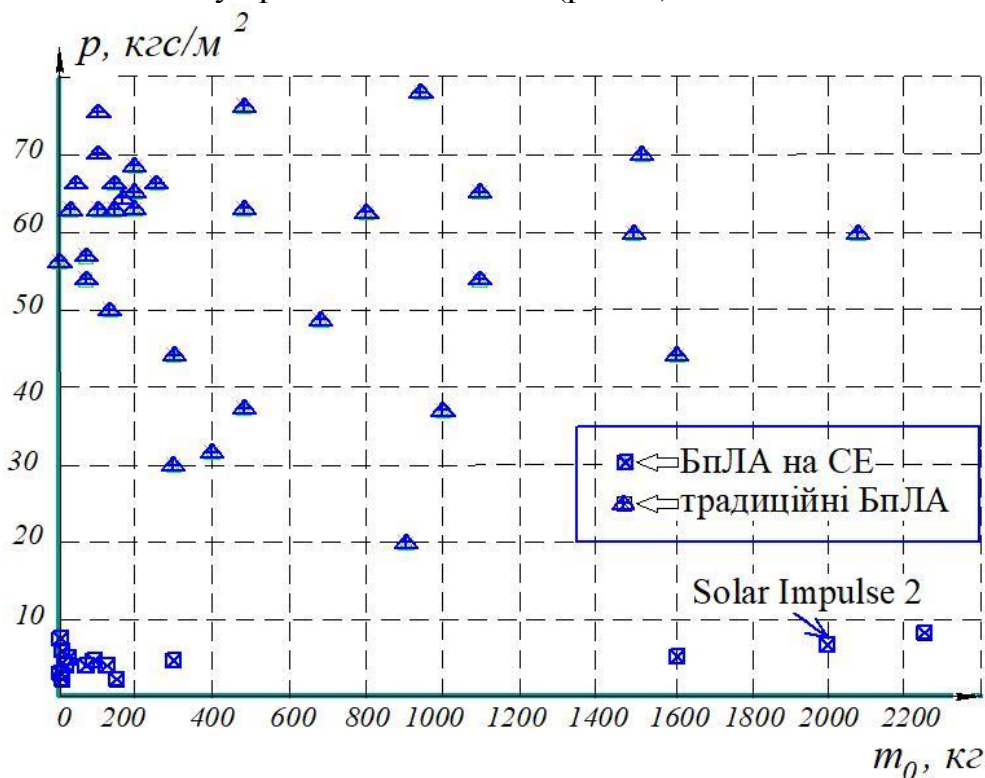


Рис. 1. Залежність навантаження на крило від злітної маси для БпЛА на СЕ та традиційних БпЛА

Попри технічні складності, пов'язані із реалізацією настільки малих значень навантаження на крило, БпЛА на СЕ мають чітку перевагу перед традиційними електричними літальними апаратами, пов'язану зі значно переважаючою тривалістю польоту.

Перевагу від використання БпЛА на СЕ можна отримати лише для задач пов'язаних із тривалим перебуванням у повітрі. У інших випадках БпЛА на СЕ для рішення аналогічної задачі, у порівнянні із традиційними ЛА, буде мати більші геометричні розміри та інші проблеми пов'язані із габаритами.

Виходячи із особливостей БпЛА на СЕ можна виділити найвагоміші параметри, такі як: злітна маса m_0 , аеродинамічна досконалість K , швидкість польоту V , поточне споживання електроенергії P_s , площа крила S , коефіцієнт корисної дії енергосистеми η_c , коефіцієнт масової віддачі $k_{м.в.}$. Для аналізу взаємовпливу та пошуку критерію досконалості ЛА, сформуємо ряд ключових критеріїв в відповідності до напрямків досконалості:

- із боку аеродинамічних характеристик – коефіцієнт аеродинамічної досконалості K ;
- із боку масово-геометричних характеристик ЛА – навантаження на крило $p = \frac{m_0}{S}$;
- зі сторони динамічних характеристик – швидкість польоту V ;
- зі сторони енергетичних характеристик – питома потужність споживання електроенергії – $\bar{W} = \frac{W_n}{m_0}$, де W_n – необхідна потужність для здійснення польоту.

Аеродинамічна досконалість є властивістю, що визначається в основному геометричними параметрами, збільшення її позитивно впливає на характеристики будь-якого літального апарату. Навантаження на крило напряму пов'язане зі швидкістю польоту та споживанням електроенергії. Зростання швидкості польоту з одного боку збільшує ефективність експлуатації, дозволяє долати значні відстані, відпрацювати більші площі, а з іншого сприяє росту енерговитрат. Питома потужність споживання електроенергії вказує на енергетичну досконалість літака, масову ефективність його планеру та ефективність використання аеродинамічних поверхонь для розміщення СЕ.

Оскільки особливості ЛА на СЕ це низьке навантаження на крило – до 10 кгс/м^2 , значна аеродинамічна досконалість – до 40 одиниць, низька питома потужність енергоспоживання – $7,5\text{--}30 \text{ Вт/кг}$, низькі швидкості польоту, то загальний критерій досконалості ЛА на СЕ може бути сформований у наступному вигляді (рис. 2.)

Прилади та методи контролю

Проаналізувавши характеристики існуючих літальних апаратів із електричною силовою установкою та сонячними елементами були отримані кількісні значення запропонованого критерію досконалості k_d . (рис. 3.)

Для порівняння на ряду із ЛА на СЕ були визначені значення критерію для серійних БПЛА із електричною силовою установкою, що не мають СЕ.

Як можна помітити із рис. 3, значення k_d для ЛА на СЕ знаходиться у межах 12-30 одиниць, причому найменші значення даного критерію належать найбільш досконалим та передовим літальним апаратам даного напрямку (*Solar Impulse 2* вартість проекту 170 млн. дол.; *Titan Aerospace «Solara»* вартість проекту 60 млн. дол.; «*Zephyr 7» Airbus* вартість БПЛА 5,6млн. дол.).

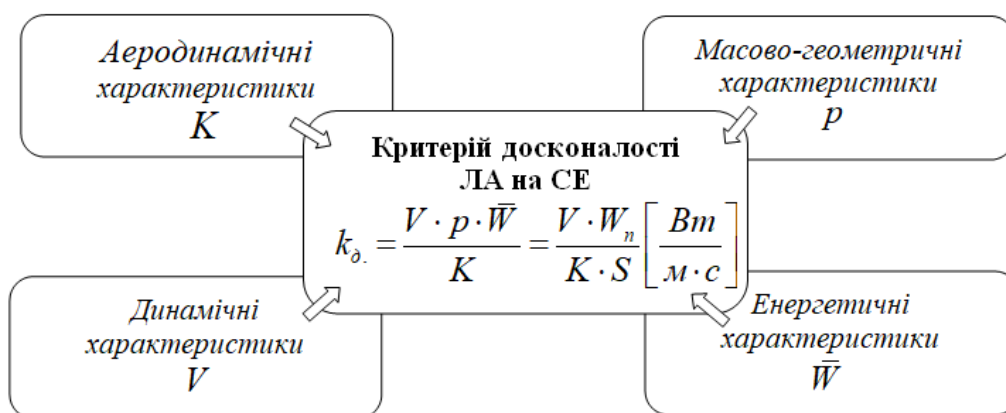


Рис. 2. Схема формування критерію досконалості ЛА на СЕ

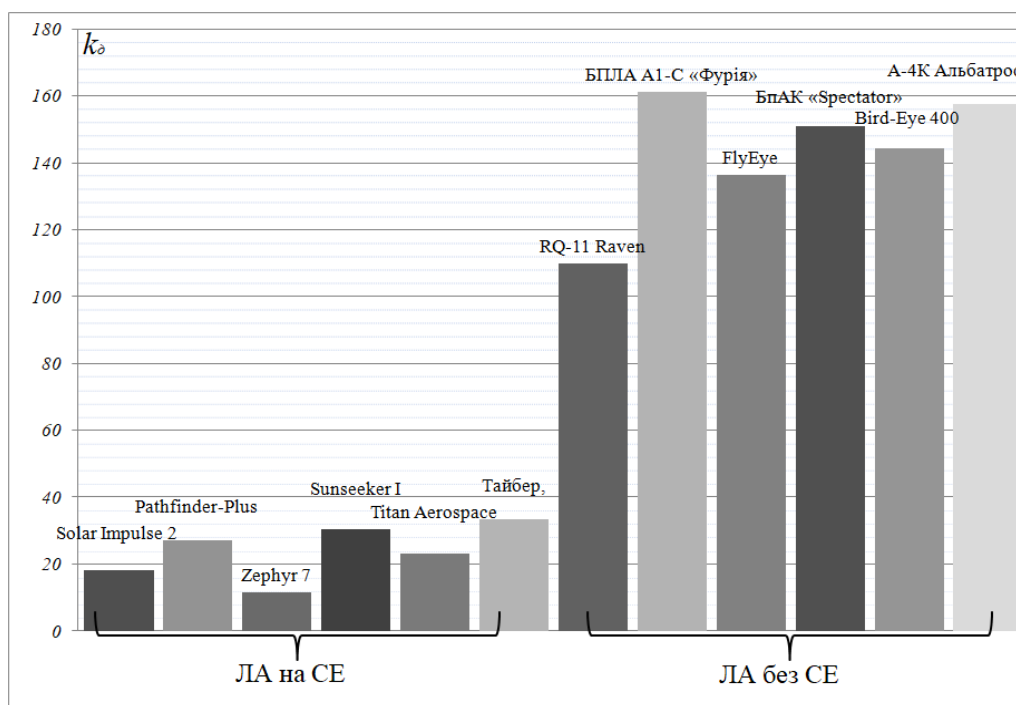


Рис. 3. Значення критерію k_d для існуючих літальних апаратів

В свою чергу значення критерію k_d для ЛА без СЕ починаються від 110 одиниць, що суттєво відрізняється від ЛА на СЕ. Отже запропонований критерій досконалості є достатньо об'єктивним і може бути використаний під час оцінювання та вибору проектних параметрів. Мінімізація k_d за умови забезпечення вимог технічного завдання є умовою отримання ефективного літального апарату.

Величина погребної потужності повинна не перевищувати величину наявної потужності (умова енергетичного балансу) [6]. Дана величина залежить від характеристик сонячної енергоустановки та від параметрів бортового акумулятора (за його наявності). Після коефіцієнту корисної дії сонячної енергоустановки її площа є другою по важливості величиною. У першому наближенні можна прийняти, що площа сонячної енергоустановки прямо пропорційна її потужності. Оскільки архітектура сонячної енергоустановки базується із урахуванням геометричних характеристик промислового сонячного елемента, варіанти її розміщення мають бути враховані під час проектування крила, особливо у разі формування величин розмаху, видовження, хорд.

Для якісної та кількісної оцінки взаємовпливу енергетичних характеристик та геометричних характеристик параметрів крила ЛА, що опосередковано впливають на значення критерію досконалості побудовано відповідні залежності (рис. 4).

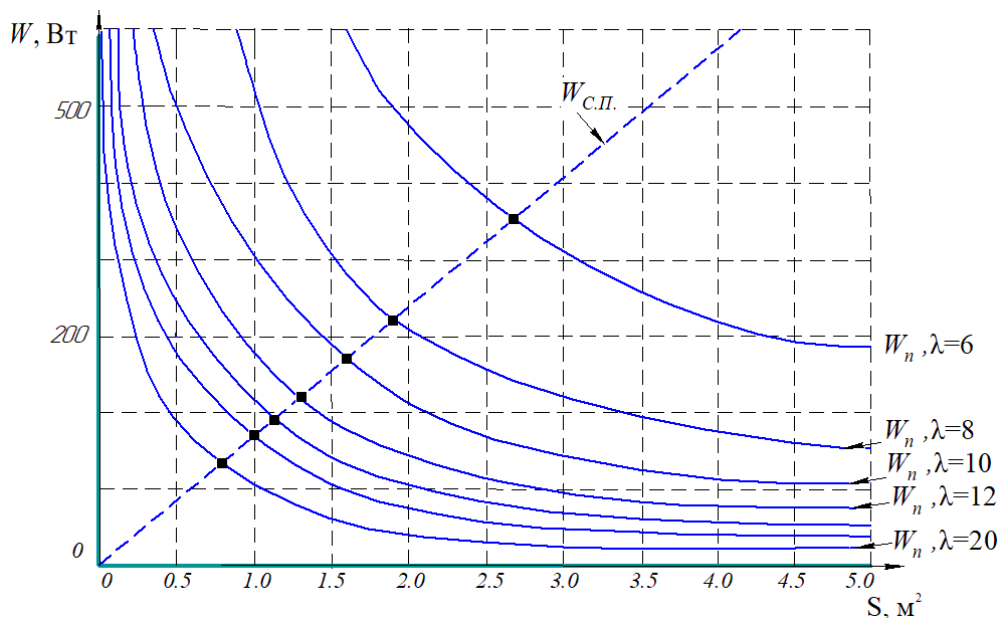


Рис. 4. Залежність потрібної W та наявної потужності W_n від площі крила S для різних його конфігурацій (різних видовжень λ)

Точки перетину кривих $W(S)$ та $W_n(S)$ визначають раціональні значення енергетичних параметрів для варіанту БпЛА із визначеною величиною видовження крила. Із рис. 4 зрозуміло, що збільшення видовження

Прилади та методи контролю

крила позитивно відобразиться на енергетичних вимогах літального апарата. У разі видовженні крила менше 10 одиниць отримати ефективний літальний апарат на сонячній енергії стає проблематично. Реалізувати видовження більше 20 одиниць проблематично із технологічної точки зору та зі сторони забезпечення жорсткості/міцності конструкції, хоча в будь-якому випадку варто обирати максимально можливе значення даного параметру.

Аналізуючи характеристики існуючого БпЛА на СЕ (рис. 5.), отримано значення критерію, величиною близько 45 одиниць. Очевидно, що дана величина перевищує значення критерію для передових літальних апаратів, проте набагато нижча за його значення для ЛА без СЕ. Даний факт пояснюється наступними факторами:

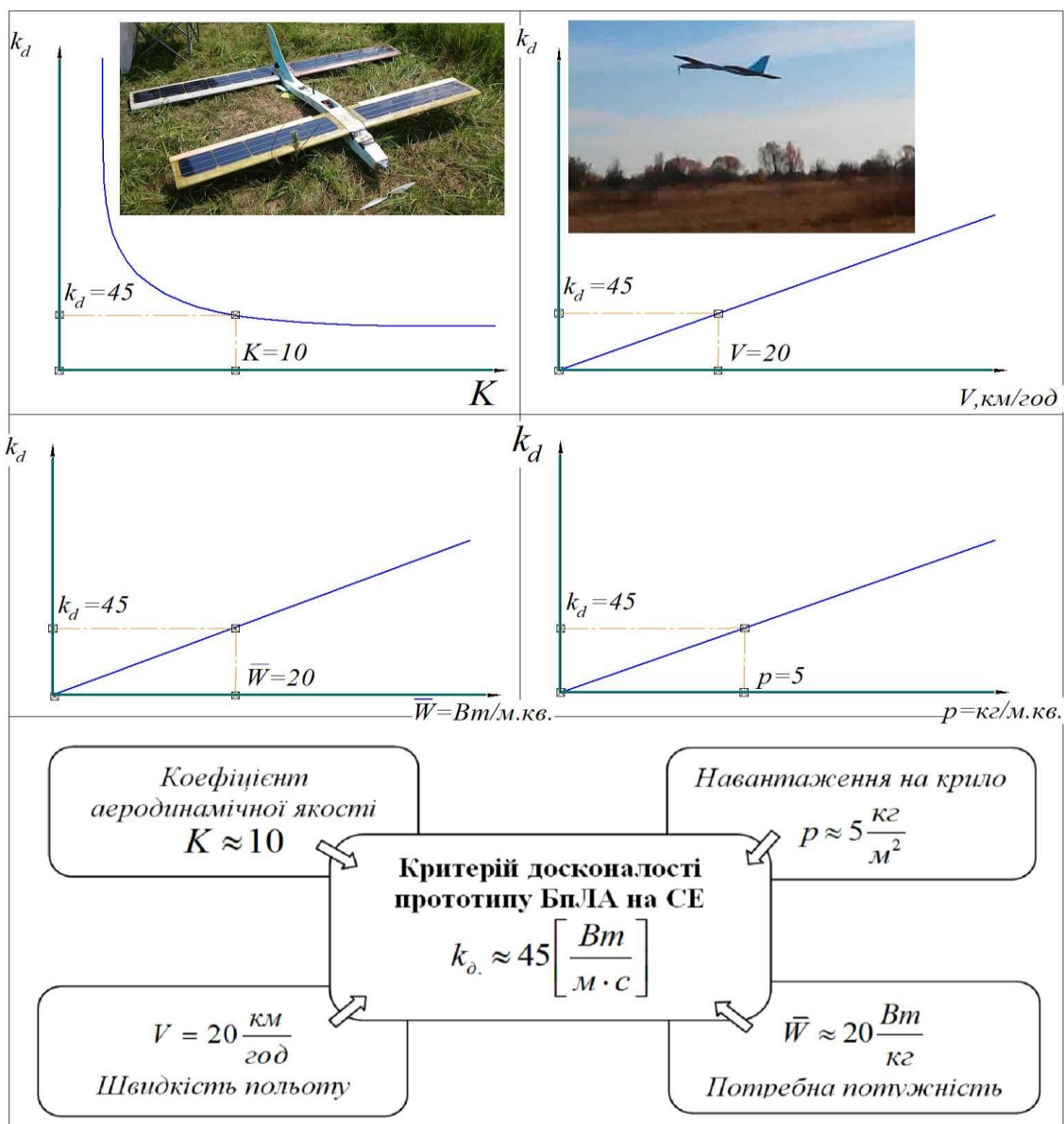


Рис. 5. Вплив основних параметрів прототипу БпЛА на СЕ на критерій досконалості

По перше, технології використані для виготовлення прототипу далеко до передових та сучасних. Матеріальна та технічна база формувалася на принципах доступності (у тому числі економічної) та технологічної простоти. За даних умов якість аеродинамічних поверхонь та ефективність систем БпЛА значно поступається найбільш досконалим та передовим літальним апаратам даного напрямку.

По друге, технічне завдання на прототип вимагало отримати транспортбельну, ресурсну, технологічно просту та малогабаритну конструкцію, оскільки прототип повинен був використовуватися у якості дослідної літаючої лабораторії. Для живучості планеру літального апарату були завищені коефіцієнти запасів міцності на певні елементи конструкції, що знизило масову ефективність конструкції.

Висновки

За результатами проведених робіт визначені критерії, що у більшій мірі впливають на ефективність БпЛА на СЕ.

Сформовано критерій для раціонального вибору параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії, що дозволяє у достатньому наближенні аналізувати існуючі та проектні варіанти літальних апаратів даного типу, обирати найбільш вдалі та визначати напрямки вдосконалення.

Отримано залежності енергетичних характеристик та геометричних параметрів крила ЛА, що опосередковано впливають на значення критерію досконалості.

Проведено аналіз параметрів існуючого БпЛА на СЕ (літаюча лабораторія) та їх порівняння із найбільш досконалим та передовим літальним апаратам даного напрямку.

Список використаної літератури

1. *Noth A.* Design of solar powered airplanes for continuous flight, Ph.D. dissertation. [Proektuvannya sonyachnykh batareyakh litakiv dlya bezperervnoho pol'otu, dysertatsiya kandydata nauk] ETH, Switzerland, 2008. – 196 p.
2. *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.
3. *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.

4. Трофименко А. П. Літаки на сонячних батареях – нові можливості космічної галузі України / А. П. Трофименко // Наука та інновації, 2012. №4, С. 5-9.
5. 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.
6. 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.