

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ «КИЇВСЬКИЙ  
ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**Козей Ярослав Сергійович**

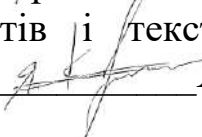
УДК 629.735

**ДИСЕРТАЦІЯ  
МЕТОД ВИБОРУ МАСОВО-ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ  
ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ  
ЕНЕРГІЇ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування  
літальних апаратів

Галузь знань 13 – механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,  
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне  
джерело  Я. С. Козей

Науковий керівник:  
Сухов Віталій Вікторович  
доктор технічних наук, професор

Київ – 2020

## АНОТАЦІЯ

*Козей Я.С.* Метод вибору масово-енергетичних та геометричних параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 „Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів”. – Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Робота присвячена підвищенню тривалості польоту безпілотного літального апарату (БЛА) на сонячній енергії (СЕ) в умовах приземної атмосфери та позааеродромної експлуатації шляхом створення методу обґрунтованого вибору масово-енергетичних і геометричних параметрів літального апарату (ЛА).

Проблема визначення раціональних проектних параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії є основною при створенні ефективного літального апарату. Внаслідок малої ефективності сонячних панелей питання багатокритеріальної оптимізації геометричних, аеродинамічних, масових характеристик апарату є визначальним.

Відсутність комплексного підходу до визначення раціональних масово-енергетичних параметрів безпілотного літального апарата на сонячній енергії спонукало автора до написання даної роботи. Автором цієї роботи зроблена спроба проаналізувати і узагальнити накопичений досвід по створенню літальних апаратів на сонячній енергії, розробити та апробувати комплексну методику визначення масово-енергетичних параметрів літального апарату даного типу.

Створення ЛА на СЕ це ітераційний процес формування параметрів літака, ефективність якого залежить від вирішення наступних задач: виконання умов реалізації та експлуатації літака на СЕ (умови енергетичного балансу); ефективного використання сонячного випромінювання, задоволення експлуатаційних вимог, виконання умов міцності та жорсткості конструкції.

Встановлено що геометричні, енергетичні та масові обмеження вносять суттєвий вплив на основні проектні параметри БЛА на СЕ – масу, енергетичні характеристики, швидкість польоту, геометричні розміри тощо. Описані параметри мають взаємний вплив та потребують однозначного визначення в рамках конкретної задачі.

Запропоновано аналітично-експериментальний метод визначення параметрів літака на СЕ, що враховує особливості енергозабезпечення ЛА на режимах відмінних від горизонтального польоту та дозволяє сформувати масив основних характеристик – злітну масу, аеродинамічну якість, масу і площу сонячних панелей, масу акумулятора, навантаження на крило, площу крила, тощо – реалізація яких забезпечує тривалий політ із урахуванням умов польоту в приземній атмосфері та вимог позааеродромної експлуатації.

Сформовано узагальнений критерій оцінки рівня досконалості існуючих і ЛА на СЕ що проектуються, який враховує енергетичні, аеродинамічні, масово-геометричні параметри та дозволяє здійснювати пошук оптимального, по тривалості польоту, варіанту характеристик літака (у т.ч. аеродинамічної схеми). Встановлено, що його значення обернено-пропорційне тривалості польоту та знаходиться у межах 12-50 одиниць.

Вдосконалено розрахункову модель масово-енергетичного балансу літака, шляхом врахування особливостей реалізації типових режимів польоту, законів генерації енергії Сонця, метеорологічних умов, орієнтації енергоустановки у просторі, конструктивних факторів та геометричних параметрів ЛА.

Створено три дослідних зразка, що дозволило провести комплекс наземних і льотних випробувань БЛА на СЕ. Отримані результати підтверджують можливість реалізації ЛА на СЕ для позааеродромної експлуатації з тривалістю польоту 4-6 год за умов приземної атмосфери.

Сформовано вимоги щодо забезпечення ефективної роботи сонячної панелі у залежності від характеристик захисного пакету (полікарбонат-ЕВА-СЕ-ЕВА-полікарбонат) та кривизни поверхні крила, що дозволило, шляхом залучення пакету СЕ у сприйняття навантаження діючого на крило (до 28% від загального), мінімізувати масу конструкції планеру.

Результати дослідження реалізовані у новому проекті ЛА на СЕ. Запропонована КСС планера у виді просторової двобалочної ферми у поєднанні з аеродинамічною схемою «тандем» дозволяє отримати малогабаритну конструкцію з високою масовою ефективністю (коефіцієнт масової віддачі до 0,2), низькими аеродинамічними втратами (сила опору в межах 4-5Н), достатньою площею крил для розміщення сонячних елементів, енергії яких буде забезпечувати тривалий політ у межах 4-6 годин та забезпечити достатню міцність та жорсткість для умов позааеродромної експлуатації.

Основні наукові результати полягають в тому, що: *вперше* запропоновано аналітично-експериментальний метод визначення параметрів літака на СЕ, що враховує особливості енергозабезпечення ЛА на режимах відмінних від горизонтального польоту та дозволяє сформуванати масив характеристик – злітну масу, аеродинамічну якість, масу і площу сонячних панелей, масу акумулятора, навантаження на крило, тощо – реалізація яких забезпечує тривалий політ з урахуванням умов польоту в приземній атмосфері та вимог позааеродромної експлуатації; *вперше* запропоновано узагальнений критерій оцінки рівня досконалості існуючих і ЛА на СЕ що проектуються, який враховує енергетичні, аеродинамічні, масово-геометричні параметри та дозволяє здійснювати пошук оптимального, по тривалості польоту, варіанту характеристик літака (в т.ч. аеродинамічної схеми). Встановлено, що діапазон варіації критерію знаходиться в межах 12-50 одиниць, а його величина, обернено-пропорційна тривалості польоту; *новими є* результати щодо забезпечення ефективної роботи сонячної панелі в

залежності від характеристик захисного пакету (полікарбонат-ЕВА-СЕ-ЕВА-полікарбонат) та кривизни поверхні крила, що дозволило, шляхом залучення пакету СЕ в сприйняття навантаження діючого на крило (до 28% від загального), мінімізувати масу конструкції планеру.

В основу досліджень покладені аналітичні методи визначення аеродинамічних, енергетичних, льотних характеристик на основі законів аеромеханіки, динаміки польоту і т.д., з використанням сучасних програмних комплексів, методів експериментальних досліджень та обробки їх результатів.

Практичне значення отриманих результатів полягає в розробці методики, що дозволяє на початкових етапах проектування визначати масово-енергетичні та геометричні параметри БЛА на СЕ, а також рівень досяжних характеристик конкретних варіантів ЛА вимогам технічного завдання (ТЗ), в тому числі по тривалості польоту.

Розроблені конструкції БЛА на СЕ, що захищені патентами України №101378, 120078, 100737.

Результати дисертаційної роботи використані при створенні безпілотних літальних апаратів в ТОВ "РУДЬ АЕРО МРО" (акт впровадження від 28.03.2019), ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН" (акт впровадження від 16.04.2019) та інтегровані в навчальний процес кафедри авіа- та ракетобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського (акт впровадження від 20.06.2019).

За результатами досліджень опубліковано 17 наукових праць: 6 статей у наукових фахових виданнях що входять до переліку фахових видань ДАК МОН України, з них 1 робота у науковому виданні що входить до наукометричної бази даних Scopus; 1 робота у періодичному науковому виданні Республіки Білорусь; 7 публікацій у матеріалах конференцій та тезах доповідей. Крім того, за результатами роботи одержано 3 патенти.

*Ключові слова:* безпілотний літальний апарат, сонячна енергія, тривалість польоту, масово-енергетичні та геометричні параметри, метод вибору параметрів літального апарату.

## SUMMARY

Kozei Y.S. Method of choice of mass-energy and geometric parameters of an unmanned aerial vehicle on solar energy. – The manuscript.

Thesis for a candidate degree in specialty 05.07.02 "Design, manufacture and testing of aircraft." – National Aviation University, Kyiv, 2020.

The work is devoted to increasing the flight duration of an unmanned aerial vehicle on solar energy in the conditions of ground atmosphere and extra airfield operation by creating a method of reasonable choice of mass-energy and geometric parameters of the aircraft.

Creating an aircraft for the aircraft is an iterative process of forming the parameters of the aircraft, the effectiveness of which depends on the following tasks: fulfillment of conditions for the implementation and operation of the aircraft for the aircraft (energy balance conditions); efficient use of solar radiation, satisfaction of operational requirements, fulfillment of conditions of durability and rigidity of a design. Geometric, energy, and mass constraints have a significant impact on the main design parameters of UAVs on SE – mass, energy characteristics, flight speed, geometric dimensions, and more. The described parameters have a mutual influence and require a clear definition within the specific task.

An analytical-experimental method of determining the parameters of an aircraft on solar energy is proposed, which takes into account the peculiarities of energy supply of the aircraft in modes other than horizontal flight and allows to form an array of basic characteristics – takeoff mass, aerodynamic quality, mass and area of solar panels wing

area, etc. – the implementation of which provides a long flight, taking into account the flight conditions in the ground atmosphere and the requirements of off-air operation.

A generalized criterion for estimating the level of excellence of existing and flying solar powered aircraft is formed, which takes into account the energy, aerodynamic, mass-geometric parameters and allows to search for the optimal, by flight duration, variant of the characteristics of the aircraft (including aerodynamics). It is found that his importance is inversely proportional to the duration of the flight and is in the range of 12-50 units.

The calculation model of the mass-energy balance of the aircraft has been improved by taking into account the peculiarities of the implementation of typical flight modes, the laws of the sun's energy generation, meteorological conditions, the orientation of the energy installation in space, structural factors and geometric parameters of the aircraft.

Three prototypes were created, which made it possible to carry out a complex of ground and flight tests of unmanned aerial vehicles on solar energy. The obtained results confirm the possibility of realization of the aircraft on solar energy for non-aerodrome operation with flight duration of 4-6 hours in the conditions of ground atmosphere.

Requirements were made to ensure the efficient operation of the solar panel, depending on the characteristics of the protective package (polycarbonate-EVA-solar cell-EVA-polycarbonate) and the curvature of the wing surface, which allowed, by involving the solar cell package in the perception of the load acting on the wing (up to 28% of overall), minimize the weight of the glider structure.

The results of the study were implemented in a new project of a solar-powered aircraft. The proposed design of the glider in the form of a spatial two-beam truss in combination with the aerodynamic scheme "tandem" allows to obtain a small-sized design with high mass efficiency (mass ratio of up to 0.2), low aerodynamic losses

(resistance force within 4-5N), to accommodate solar cells, the energy of which will provide a long flight within 4-6 hours and provide sufficient durability and rigidity.

The main scientific results are that: an analytical-experimental method for determining the parameters of an aircraft on solar energy is proposed, which takes into account the peculiarities of energy supply of the aircraft in modes other than horizontal flight and allows to form of characteristics - takeoff mass, aerodynamic quality, plane surface, weight of the battery, load on the wing, etc. - the realization of which provides a long flight taking into account the flight conditions in the ground atmosphere and the requirements beyond the airfield operation; a generalized criterion for the estimation the level of improvement to existing ones is proposed and flying solar-powered aircraft is proposed, which takes into account energy, aerodynamic, mass-geometric parameters and allows to search for the optimal, by flight duration, variant of the characteristics of the aircraft (including aerodynamics). It is established that the range of variation of the criterion is in the range of 12-50 units, and his importance is inversely proportional to the duration of the flight; new are the results of ensuring the efficient operation of the solar panel, depending on the characteristics of the protective package (polycarbonate-EVA-solar cell-EVA-polycarbonate) and the curvature of the wing surface, which allowed, by involving the solar cell package in the perception of the load acting on the wing (up to 28% to minimize the weight of the glider structure.

The practical significance of the obtained results is to develop a methodology that allows to determine, in the initial stages of design, the mass-energy and geometric parameters of an unmanned aerial vehicle on solar energy, as well as the level of achievable characteristics of specific variants of the aircraft by the requirements of the technical task, including the duration of the flight.

The designs of unmanned aerial vehicles on solar energy, protected by the patents of Ukraine №101378, 120078, 100737, have been developed.



The results of the dissertation were used in the creation of unmanned aerial vehicles in LLC "RUD AERO MRO" (act of implementation dated 28.03.2019), LLC "UKRAINEE DEFENS CORPORATION" (act of implementation of 16.04.2019) and integrated into the training process Institute of Mechanical Engineering KPI them. Igor Sikorsky (act of implementation of 20.06.2019).

*Keywords:* unmanned aerial vehicle, solar energy, duration of flight, mass-energy and geometric parameters, method of choosing the parameters of the aircraft.

Основні результати дисертаційних досліджень опубліковані в 17 наукових працях.

Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати дисертації:

1. *Козей Я. С.* Аеродинамічне проектування крила з сонячними елементами [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей, А. В. Гетьман // Інформаційні системи, механіка та керування: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2014. – Вип. 11. – С.111–119.

2. *Козей Я. С.* Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей, В. В. Іващук // Вісник НТУУ КПІ серія Машинобудування / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2016. – Вип. 77. – С.5–12.

3. *Kozei Y. S.* Analysis of mass and energy balance of the unmanned aerial vehicles on solar energy. [Text] / V. V. Sukhov, Y. S. Kozei // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies [Scopus], jun. 2017 v. 3 (87)., ISSN 1729-4061.– P. 10–19.

4. *Козей Я. С.* Формування авіаційних конструкцій методом 3д друку [Текст] А. О. Закревський, Я. С. Козей, В. В. Сухов В. В. Авіаційно-космічна техніка і

технологія: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2018.– Вип. 3 (147). – С. 13–22.

5. *Козей Я. С.* Критерій раціонального вибору параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії [Текст]/ Я. С. Козей // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського». – Київ, 2018.– Вип.35 – С. 67–74.

6. *Козей Я. С.* Особенности планирования траектории и этапов полета беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии в условиях неспокойной атмосферы [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей // Весці Нацыянальнай акадэміі навук Беларусі. Серыя фізіка-тэхнічных навук. – Минск, 2018. – Вип. 4 (63). – С.486–500.

7. *Козей Я. С.* Вибір параметрів літального апарату на сонячній енергії за схемою «літаюче крило» [Текст]/ О. С. Котченко, Я. С. Козей, В. В. Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського». – Київ, 2018.– Вип.18 (75). – С. 40–49.

*Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:*

8. Y. S. Kozei, V. Sukhov Aircraft aerodynamic scheme tandem working on solar energy. X Krajowe forum wiroplatowe 2015, Instytut Lotnictwa, Aerospace system department, 2015, Warszawa. P.14.

9. Я. С. Козей, В. В. Сухов. Проблеми створення БПЛА на сонячних елементах. Збірник тез доповідей XVII Науково-технічної конференції студентів та молодих учених «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», 3-4 лютого 2014, Київ. С. 35

10. Я. С. Козей, В. В. Сухов. Перспективи використання безпілотних літальних апаратів на сонячній енергії в Україні. Сучасний стан та напрямки розвитку. Збірник тез доповідей X Міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки », 16-17 квітня 2015, Київ. С. 91.

11. Я. С. Козей, В. В. Сухов. Проблеми та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії. Збірник тез доповідей, науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена «Дню науки-2016»травень.2016 р., Київ. С. 288.

12. Я. С. Козей, В. В. Сухов, О. М. Масько. Прогнозування маси конструкції літака. Збірник тез доповідей XX Науково-технічної конференції студентів та молодих учених «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», 15-16 лютого 2017, Київ. С. 31.

13. Я. С. Козей, В. В. Сухов. Особливості енергозабезпечення літака на сонячній енергії.. Збірник тез доповідей XI Міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки », 13-14 квітня 2017, Київ. С. 75.

14. Я. С. Козей, В. В. Сухов, О. С. Котченко. Формування легких аеродинамічних поверхонь методом 3d друку. Збірник тез доповідей, науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена «Дню науки-2018»травень.2018 р., Київ.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

15. Пат. 100737 Україна, МПК В64С 39/00, В64С 39/02 Безпілотний літальний апарат[Текст] / О. М. Масько, Я.С. Козей, заявник та власник О. М. Масько, Я.С. Козей. – № и 201501188 ; заяв. 12.02.2015 ; опубл. 10.08.2015, Бюл. № 15. – 10с.: іл.

16. Пат. 101378 Україна, МПК В64С 39/08. Безпілотний літальний апарат на сонячній енергії [Текст] /В. В. Сухов, О.М. Масько, Я.С. Козей, заявник та власник «Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № и 2015 02224 ; заяв. 13.03.2015 ; опубл. 10.09.2015, Бюл. № 17. – бс.: іл.

17. Пат. 120078Україна, МПК В64С 39/02,В64С 39/08.Безпілотний літальний апарат на сонячній енергії [Текст] /В. В. Сухов, О.М. Масько, Я.С. Козей, заявник та власник В. В. Сухов, О.М. Масько, Я.С. Козей. – № и 2017 03296 ; заяв. 06.04.2017 ; опубл. 25.10.2017, Бюл. № 20. – бс.: іл.

## Зміст

<b>Зміст .....</b>	<b>13</b>
<b>ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ .....</b>	<b>16</b>
<b>Вступ .....</b>	<b>19</b>
<b>РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ ЛІТАКІВ, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬ СОНЯЧНУ ЕНЕРГІЮ ДЛЯ ЕНЕРГЕТИЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТУ .....</b>	<b>25</b>
1.1. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні .....	25
1.2. Генерація сонячної енергії .....	28
1.3. Особливості реалізації польоту літального апарату на сонячній енергії .....	33
1.4. Перспективи розвитку літаків з використанням енергії Сонця .....	36
1.5. Постановка мети і задач дослідження .....	37
Висновки по розділу 1 .....	39
<b>РОЗДІЛ 2. ВИБІР МАСОВО-ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ З ЗАБЕЗПЕЧЕННЯМ ТРИВАЛОГО ПОЛЬОТУ .....</b>	<b>41</b>
2.1. Умови забезпечення польоту БЛА на СЕ .....	41
2.2. Загальні характеристики польоту БЛА на СЕ .....	45
2.3. Горизонтальний політ .....	48
2.4. Сонячне випромінювання. Розрахунок згенерованої енергії .....	53
2.5. Енергоустановка літака .....	57
2.6. Масові характеристики БЛА на СЕ .....	70
2.7. Узагальнена масово-енергетична модель БЛА на СЕ .....	76
2.8. Критерій раціонального вибору параметрів БЛА на СЕ .....	80
Висновки по розділу 2 .....	86

**РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ  
ОСОБЛИВОСТЕЙ ПЛАНУВАННЯ ТРАЄКТОРІЇ І ЕТАПІВ ПОЛЬОТУ  
БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ В  
УМОВАХ НЕСПОКІЙНОЇ АТМОСФЕРИ ..... 89**

3.1. Дослідні зразки БЛА на СЕ .....	91
3.2. Конструктивно-силова та компоновальна схема крила БЛА на СЕ	97
3.3. Використання адитивних технологій під час виготовлення елементів БЛА на СЕ.....	103
3.4. Енегроустановка БЛА на СЕ .....	107
3.5. Стендові дослідження .....	112
3.5.1. Дослідження міцності крила з СЕ .....	112
3.5.2. Вибір параметрів СУ.....	115
3.5.3. Дослідження роботи блоку відслідкування точки максимальної потужності сонячної енергоустановки.....	117
3.6. Методика льотного експерименту .....	122
3.6.1. Зліт .....	122
3.6.2. Горизонтальний політ .....	127
3.6.3. Посадка.....	128
3.6.4. Криволінійний політ .....	130
3.6.5. Політ в неспокійній приземній атмосфері.....	133
3.7. Планування тривалості польоту ЛА на СЕ.....	135
3.8. Результати польотів.....	138
Висновки по розділу 3.....	144

**РОЗДІЛ 4. АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ МАСОВО-ЕНЕРГЕТИЧНИХ  
ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО  
АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ..... 146**

4.1. Синтез геометричних параметрів крила з урахуванням експлуатаційних особливостей сонячних панелей.....	146
4.2. Вибір аеродинамічної схеми БЛА на СЕ .....	154

4.3. Технічне завдання на БЛА на СЕ.....	160
4.4. Загальний алгоритм визначення проектних значень масово-енергетичних параметрі БЛА на СЕ .....	164
Висновки по розділу 4.....	170
<b>Висновки.....</b>	<b>171</b>
<b>Література.....</b>	<b>173</b>
<b>Додатки .....</b>	<b>180</b>
<b>ДОДАТОК А. Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації.....</b>	<b>181</b>
<b>ДОДАТОК Б. Акти впровадження.....</b>	<b>185</b>
<b>ДОДАТОК В. БЛА під час розробки яких були використані результати дисертації.....</b>	<b>187</b>

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

Скорочення, термін, позначення	Пояснення
БЛА	- безпілотний літальний апарат
СЕ	- сонячна енергія
ЛА	- літальний апарат
ККД	- коефіцієнт корисної дії
ВАХ	- вольт-амперна характеристика
ГП	- горизонтальний політ
ЕВА	- етиленвінілацетат
АРМ	- ArduPilot Mega
РШ	- регулятор швидкості
БАК	- безпілотний авіаційний комплекс
Індекс <sub>г.п.</sub>	- горизонтальний політ
Індекс <sub>зліт</sub>	- зліт
Індекс <sub>наб.</sub>	- набір висоти
Індекс <sub>відр.</sub>	- відрив
Індекс <sub>в.</sub>	- віраж
$l, l_{кр.}$	- розмах крила
$P$	- навантаження на крило
$K$	- аеродинамічна якість
$V$	- швидкість польоту
$V_1$	- швидкість пориву вітру
$G$	- вага літака
$Y$	- підйомна сила
$b$	- хорда крила
$R$	- результуюча аеродинамічна сила
$X_a$	- сила лобового опору
$S_{кр.}$	- площа крила
$S_{с.п.}$	- площа сонячних панелей
$S_{с.е.}$	- площа сонячних елементів
$\bar{W}$	- питома потужність СП
$W_{с.п.}$	- потужність СП
$W$	- необхідна потужність
$W_n$	- наявна потужність
$P_{сист.}$	- енергоспоживання систем ЛА
$P_{с.к.}$	- енергоспоживання системи керування
$P_{к.н.}$	- енергоспоживання корисного навантаження
$P_{випр.}$	- потужність сонячного випромінювання
$N_{г.п.}$	- потужність для виконання ГП



$N'$	- фактична потужність СУ
$N_{\text{наб.}}$	- потужність під час набору
$T_n$	- час польоту
$T_{\text{г.п.}}$	- час горизонтального польоту
$T_m$	- час виконання маневру
$T_{\text{зл.}}$	- час виконання зльоту та набору висоти
$t_{\text{нос.}}$	- час посадки
$t_{\text{зліт}}$	- час зльоту
$C_{x0}$	- коефіцієнт лобового опору
$n_{\text{у.б.о.в.т.}}$	- вертикальне перевантаження
$C_y^\alpha$	- значення коефіцієнта підйомної сили при заданому куті атаки
$\rho$	- густина повітря
$g$	- прискорення вільного падіння
$m_0$	- злітна маса
$m_{\text{пл.}}$	- маса планера
$m_{\text{с.у.}}$	- маса силової установки
$m_{\text{к.н.}}$	- маса корисного навантаження
$m_{\text{с.п.}}$	- маса сонячних панелей
$m_{\text{с.е.}}$	- маса сонячних елементів
$m_{\text{ак.}}$	- маса акумулятора
$m_{\text{лам.}}$	- маса ламінуючого покриття
$m_{\text{пров.}}$	- маса провідників
$E_z$	- необхідна енергія для польоту
$E_{\text{зліт}}$	- енергія необхідна на зліт та набір висоти
$E_n$	- наявна енергія
$E_{\text{г.п.}}$	- енергія для виконання етапу горизонтального польоту
$E_{\text{п.з.}}$	- енергія згенерована СП за час польоту
$E_v$	- енергія для виконання віражу
$E_{\text{ак.}}$	- енергія зосереджена в акумуляторі
$E_m$	- енергія для виконання маневру
$\eta_{\text{с.п.}}$	- ККД сонячних панелей
$\eta_{\text{е.д.}}$	- ККД електричного двигуна
$\eta_{\text{е.к.д.}}$	- ККД електронного контролера двигуна

$\eta_{ред.}$	- ККД редуктора
$\eta_{гв.}$	- ККД гвинта
$\eta_{к.н.}$	- ККД корисного навантаження
$\eta_{+}$	- ККД зарядки акумулятора
$\eta_{-}$	- ККД розрядки акумулятора
$\eta_{т.м.п.}$	- ККД блогу контролю за роботою СЕ
$\eta_{осв.}$	- коефіцієнт освітлення
$\theta$	- кут тангажу
$\gamma$	- кут крену
$\psi$	- кут рискання
$\Theta$	- кут нахилу траєкторії
$\varphi$	- кут між площиною СЕ та площиною OXZ літака
$\lambda$	- видовження крила
$R_x$	- радіус кривизни
Re	- число Рейнольдса
$I_{с.е}$	- струм СЕ
$U_{с.е}$	- напруга СЕ
$k(\varphi')$	- коефіцієнт, що враховує відмінність кута падіння променів на сонячну панель від кута падіння на горизонтальну площину
$M_{зг.}$	- момент згину
$k_d$	- коефіцієнт досконалості БЛА на СЕ
$D_E$	- дефіцит енергії
$D_N$	- дефіцит потужності

## Вступ

Тривалість польоту безпілотних літальних апаратів обмежена, здебільшого, запасом енергії. Використання сонячної енергії на літальних апаратах відкриває нові можливості для здійснення тривалих польотів. Можливий навіть варіант цілодобового польоту (при польоті в світлий час доби відбувається заряд акумулятивних блоків, які в темну пору доби віддають свій заряд двигунам). Реальна можливість створення економічно ефективного літака на сонячній енергії з'явилась лише в останні десятиліття, з появою на ринку сонячних панелей, що мають відносно невисоку вартість та високу ефективність.

Застосування екологічно чистих енергетичних установок, які дозволять відмовитися від класичних джерел енергії, є перспективним напрямком розвитку авіаційної техніки. Використання сонячних панелей в якості джерела енергії має ряд недоліків: залежність від погоди, часу доби, географічного розташування; необхідності акумуляції енергії; високої вартості конструкції; нагрівання конструкції; необхідність захисту та періодичної очистки робочої поверхні сонячних панелей від пилу. При експлуатації сонячних панелей, розміщених на літальному апараті, їх орієнтація відносно сонця, а отже й потужність, напряму залежить від динаміки польоту апарату.

Величина сонячного випромінювання залежить від висоти польоту та на висотах вище 12-18км (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, що, в свою чергу, суттєво ускладнює реалізацію тривалого польоту.

Створення літака на сонячній енергії – багатокритеріальна задача і оптимальний вибір масово-енергетичних параметрів у кінцевому результаті залежить від ефективного вирішення наступних задач: виконання умови існування літака на сонячній енергії (умови енергетичного балансу); ефективного

використання сонячного випромінювання, задоволення експлуатаційних вимог, виконання умов міцності та жорсткості конструкції.

**Актуальність теми.** Літальні апарати (ЛА) на сонячній енергії (СЕ), особливо в якості висотних псевдосупутників, вже не позиціонуються як науково-дослідні літаючі лабораторії, а є реальними засобами для вирішення нагальних задач розвідки, моніторингу та зв'язку. Проте для рішення подібних задач існує потреба в малогабаритних безпілотних літальних апаратах (БЛА) масою до 15кг (клас «міні» згідно класифікації North Atlantic Treaty Organization (NATO)), які б виконували тривалі польоти (тривалістю 4-6год.) в приземній атмосфері (при наявності вітрів, висхідних потоків) та за жорстких умов позааеродромної експлуатації (наприклад, в боєвих), що суттєво впливає на вибір параметрів літального апарату.

Частково описані задачі вирішують БЛА з силовою установкою на базі двигуна внутрішнього згорання. Однак, використання такого типу двигунів, в порівнянні з електричними, вносить ряд негативних факторів: шум, вібрацію, теплову помітність. В свою чергу, тривалі польоти виключно на енергії акумуляторних батарей є проблематичними, з причини обмеження їх питомої ємності.

Використання сонячної енергії відкриває реальні перспективи появи ефективного БЛА на СЕ, проте на шляху його створення залишається невирішеною задача технічної реалізації польоту. Перехід до широкого використання такого типу літальних апаратів можливий за умови, якщо конструкція та системи літака будуть максимально адаптовані до позааеродромних умов експлуатації, а вартість комплектуючих та матеріалів – мінімізована без втрати якості. Проблема ускладнюється через, поки що малу, ефективність промислових сонячних елементів (19-21%) та відсутність комплексного підходу до визначення масово-енергетичних та геометричних параметрів БЛА на СЕ.

Враховуючи вищенаведене, актуальною науково-технічною задачею є створення методу вибору параметрів БЛА на СЕ, реалізація яких дозволить

забезпечити тривалий політ в умовах приземної атмосфери та позааеродромної експлуатації.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Дисертація виконана на кафедрі авіа- та ракетобудування інституту аерокосмічних технологій КПІ ім. Ігоря Сікорського та відповідає напрямку науково-дослідної роботи №0114U004363 від 26.05.2017 р. «Дослідження та розробка методу вибору параметрів крила літака на сонячній енергії».

**Мета і задачі дослідження.** Метою дослідження є підвищення тривалості польоту БЛА на СЕ в умовах приземної атмосфери та позааеродромної експлуатації шляхом створення методу обґрунтованого вибору масово-енергетичних і геометричних параметрів ЛА.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні **задачі**:

1. Проаналізувати існуючі зразки БЛА на СЕ та методи вибору їх параметрів.
2. Розробити масово-енергетичну модель літака на СЕ яка враховує: типові режими польоту, закони генерації енергії Сонця, метеорологічні умови, орієнтацію ЛА в просторі, а також його конструктивні фактори та геометричні параметри.
3. Розробити алгоритм вибору енергетичних, масових, геометричних, аеродинамічних параметрів БЛА на СЕ із забезпеченням тривалого польоту в умовах приземної атмосфери та вимог позааеродромної експлуатації.
4. Створити зразки БЛА на СЕ та провести комплекс експериментальних випробувань, в тому числі льотних, по верифікації результатів дослідження.

**Об'єкт дослідження** – процес проектування безпілотного літального апарату на сонячній енергії.

**Предмет дослідження** – принципи формування масово-енергетичних та геометричних параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії з забезпеченням тривалого польоту в умовах приземної атмосфери та позааеродромної експлуатації.

**Методи дослідження.** В основу досліджень покладені аналітичні методи визначення аеродинамічних, енергетичних, льотних характеристик на основі

законів аеромеханіки, динаміки польоту і т.д., з використанням сучасних програмних комплексів, методів експериментальних досліджень та обробки їх результатів.

### **Наукова новизна отриманих результатів.**

1. *Вперше* запропоновано аналітично-експериментальний метод визначення параметрів літака на СЕ, що враховує особливості енергозабезпечення ЛА на режимах відмінних від горизонтального польоту та дозволяє сформувати масив характеристик – злітну масу, аеродинамічну якість, масу і площу сонячних панелей, масу акумулятора, навантаження на крило, тощо – реалізація яких забезпечує тривалий політ з урахуванням умов польоту в приземній атмосфері та вимог позааеродромної експлуатації.

2. *Вперше* запропоновано узагальнений критерій оцінки рівня досконалості існуючих і ЛА на СЕ що проектуються, який враховує енергетичні, аеродинамічні, масово-геометричні параметри та дозволяє здійснювати пошук оптимального, по тривалості польоту, варіанту характеристик літака (в т.ч. аеродинамічної схеми). Встановлено, що діапазон варіації критерію знаходиться в межах 12-50 одиниць, а його величина, обернено-пропорційна тривалості польоту.

3. *Новими є* результати щодо забезпечення ефективної роботи сонячної панелі в залежності від характеристик захисного пакету (полікарбонат-ЕВА-СЕ-ЕВА-полікарбонат) та кривизни поверхні крила, що дозволило, шляхом залучення пакету СЕ в сприйняття навантаження діючого на крило (до 28% від загального), мінімізувати масу конструкції планеру.

**Практичне значення отриманих результатів** полягає в розробці методики, що дозволяє на початкових етапах проектування визначати масово-енергетичні параметри БЛА на СЕ, а також рівень досяжних характеристик конкретних варіантів ЛА вимогам технічного завдання (ТЗ), в тому числі по тривалості польоту 4-6 год.

Розроблені конструкції БЛА на СЕ, що захищені патентами України №101378, 120078, 100737.

Результати дисертаційної роботи впроваджені при створенні безпілотних авіаційних комплексів в ТОВ “РУДЬ АЕРО МРО” (акт впровадження від 28.03.2019), ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН" (акт впровадження від 16.04.2019). Матеріали роботи інтегровані в навчальний процес кафедри авіа- та ракетобудування інституту аерокосмічних технологій КПІ ім. Ігоря Сікорського (акт впровадження від 20.06.2019).

**Особистий внесок здобувача.** Результати дисертаційної роботи отримані здобувачем самостійно або за його безпосередньої участі. У роботах, опублікованих в співавторстві, здобувачу належить розробка математичних моделей [3, 6] та алгоритмів визначення аеродинамічних, геометричних, енергетичних та масових характеристик ЛА [1, 2, 7], отримання та обробка експериментальних даних [4].

**Апробація результатів.** Основні результати досліджень, що включені в дисертацію, докладались та обговорювались на: X Krajowe forum wiropłatowe 2015, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 26 червня 2015 р.; X Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», м. Київ, 16-17 квітня 2015 р.; Науково-технічній конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів присвячена Дню Науки – 2016. м. Київ, травень 2016 р.; XI Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», м. Київ, 13-14 квітня 2017 р.; Науково-технічній конференції викладачів, науковців, аспірантів, студентів присвячена Дню Науки–2018, м. Київ, 15 травня 2018 р.

**Публікації.** За результатами досліджень опубліковано 17 наукових праць: з них 6 статей у наукових фахових виданнях, що входять до переліку фахових видань ДАК МОН України, 1 робота в науковому виданні, що входить до наукометричної бази даних Scopus, 1 робота в періодичному науковому виданні Республіки Білорусь, 7 публікацій в матеріалах конференцій та тезах доповідей. Крім того, за результатами роботи одержано 3 патенти.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертаційна робота складається зі вступу, переліку основних скорочень та позначень, чотирьох розділів, висновків, переліку використаних джерел, додатків. Загальний обсяг дисертації становить 187 сторінок, включаючи 84 рисунки і 10 таблиць. Список використаних джерел містить 66 посилань.

У **першому розділі** проведено аналіз сучасного стану досліджень за темою ЛА на СЕ. Описано проблеми, що виникають при створенні ЛА даного типу. Аналіз матеріалів дозволив сформулювати задачі, вирішення яких веде до досягнення мети дисертаційного дослідження.

**Другий розділ** присвячений аналітично-експериментальному методу визначення параметрів літака на СЕ, що враховує типові режими польоту і закони генерації енергії сонця.

**Третій розділ** присвячений експериментальним випробуванням, в том числі льотним по верифікації результатів дослідження. Визначено, з урахуванням конструктивних і експлуатаційних обмежень, можливі траєкторії польоту БЛА на СЕ для вирішення конкретних практичних завдань. Проведена експериментальна перевірка енергоустановки та компоновальних варіантів конструкції крила, Створено декілька прототипів літака на сонячній енергії за допомогою яких проведено ряд експериментів, в том числі льотних.

В **четвертому розділі** розроблено загальний алгоритм вибору параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії із забезпеченням тривалого польоту в умовах приземної атмосфери. Запропонована методика визначення проектних параметрів ЛА даного типу.



# РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ ЛІТАКІВ, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬ СОНЯЧНУ ЕНЕРГІЮ ДЛЯ ЕНЕРГЕТИЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТУ

## 1.1. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні

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.1.1.

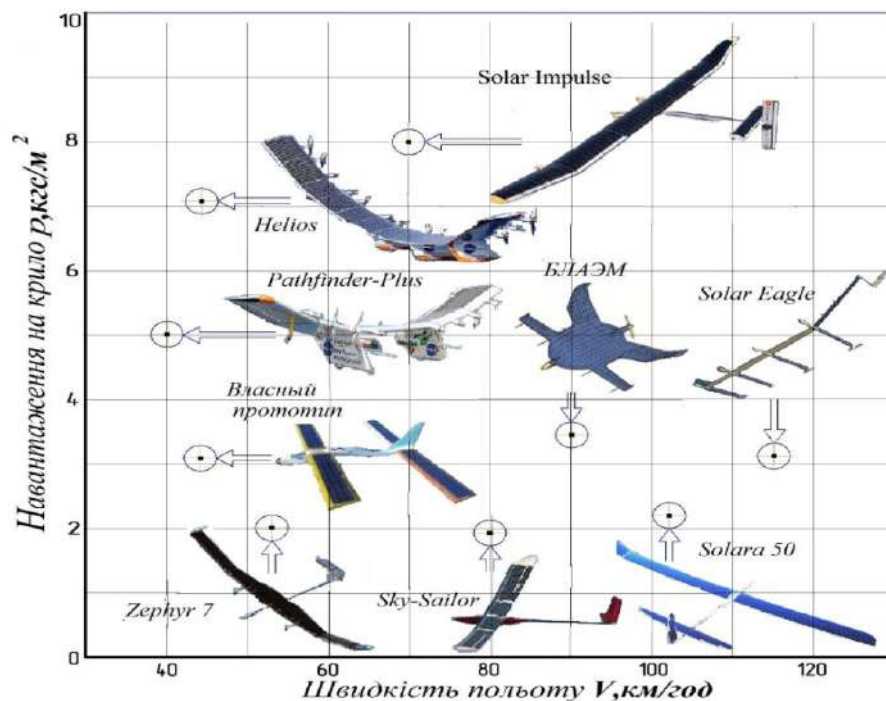


Рис.1.1 Залежність навантаження на крило від швидкості польоту для існуючих літальних апаратів на сонячній енергії

Для апаратів представлених на рис.1.1 є характерним: значні габарити – до 70 м, низьке навантаження на крило – до 10 кгс/м<sup>2</sup>, 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 за класичною аеродинамічною схемою та схемою літаюче крило. З метою мінімізації маси планера літака його конструкція, як правило, є збірною з широким використанням композиційних матеріалів та відповідних технологій [3].

На рис.1.2 показана типова комплектація енергосистеми літака на сонячній енергії, на якій наведено всі її складові елементи і можливі їх характеристики за значеннями коефіцієнтів корисної дії (ККД).

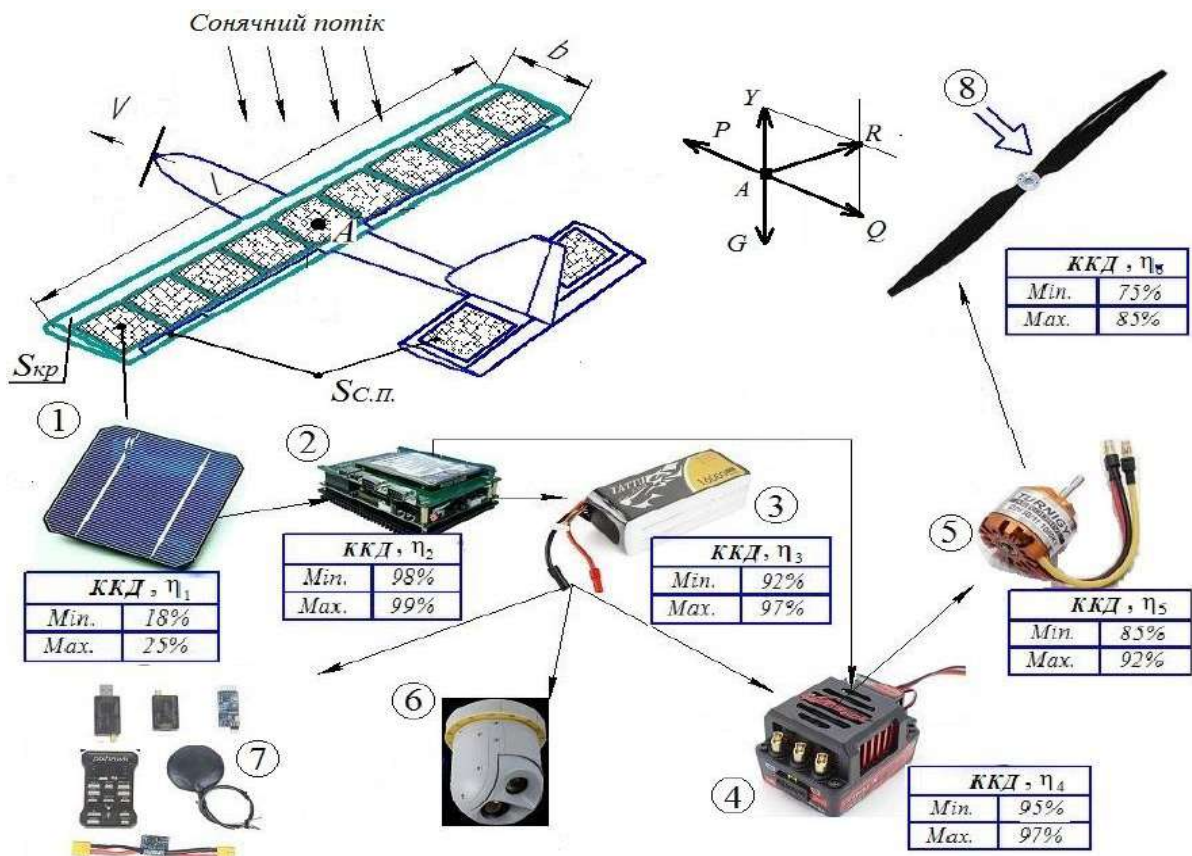


Рис.1.2 Типова комплектація енергосистеми літака:

1 – сонячний елемент; 2 – блок контролю за роботою сонячної батареї та акумулятора; 3 – акумуляторна батарея; 4 – блок керування живленням двигуна; 5 – електродвигун; 6 – цільове навантаження; 7 – інше навантаження; 8 – повітряний гвинт;  $G$  – вага літака;  $V$  – швидкість польоту;  $b$  – хорда крила;  $l$  – розмах крила;  $P$  – тяга;  $R$  – результуюча аеродинамічна сила;  $X_a$  – сила лобового опору;  $Y$  – підйомна сила;  $\eta_1 \dots \eta_8$  – ККД компонентів системи;  $S_{кр}$  – площа крила;  $S_{с.п.}$  – площа сонячних панелей

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. 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.1.2) мінімальне значення загального коефіцієнту корисної дії  $\eta_z$  ланцюга перетворення енергії сонячних променів в енергію польоту літака зі швидкістю  $V$  становить близько 10%. Проте, існує на сьогоднішній день можливість підняти  $\eta_z$  системи до 18% за рахунок використання більш якісних, відповідно дорожчих, складових.

На основі аналізу рівнянь (1.1-1.7) 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 за таких умов 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.

## 1.2. Генерація сонячної енергії

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[8-10]. Такий підхід, наприклад, був обраний під час реалізації проекту Helios [3]. Наразі існують високоефективні сонячні панелі з ККД 30 % та вище, але вартість їх надзвичайно висока (від 140 \$ за елемент) [11].

На основі узагальнення наявної інформації про потужність та вартість сонячних панелей різних виробників встановлено (рис.1.3), що оптимальними за критеріями вартості та потужності є сонячні панелі з ККД 20-22%, потужністю 200 – 220 Вт/м<sup>2</sup> та вартістю близькою до 500 \$ за м<sup>2</sup>.

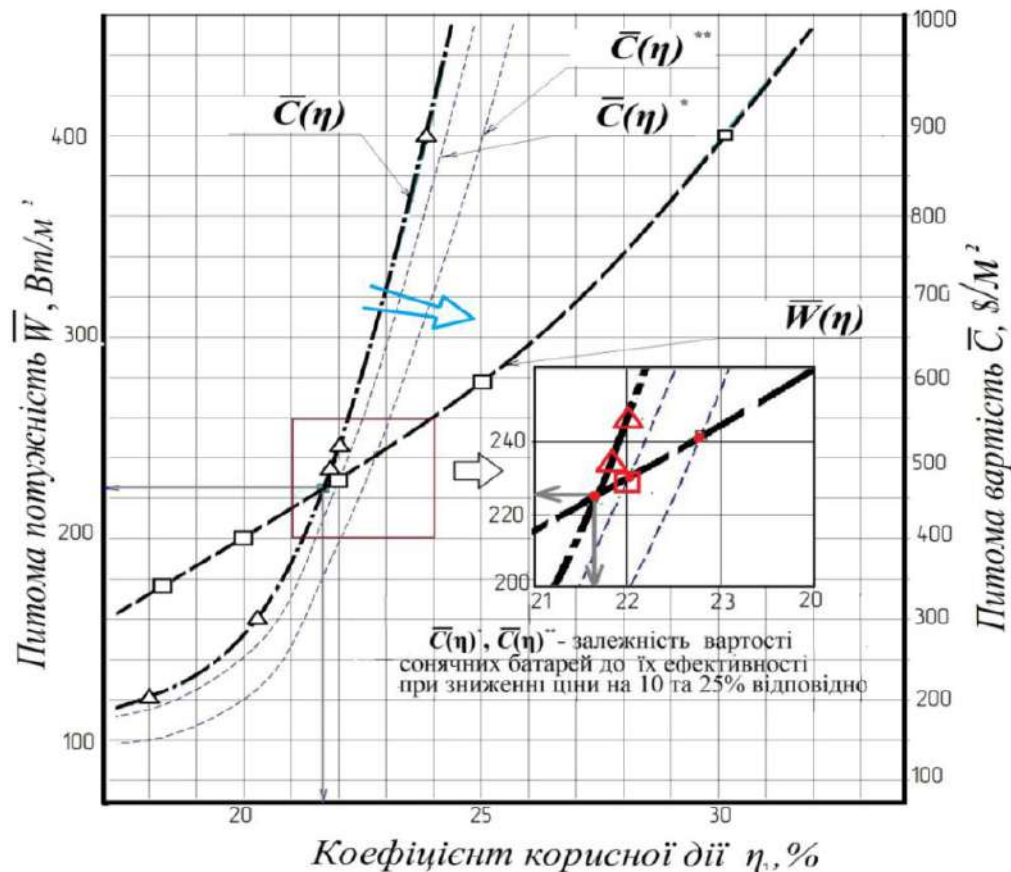


Рис.1.3. Залежність питомої потужності сонячних панелей та їх вартості від коефіцієнта корисної дії

Роль інсоляції. До земної поверхні сонячна радіація доходить у вигляді прямої та 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 домішок[12].

Розподіл сумарної річної сонячної радіації на території України та зміна протягом року сумарного сонячного випромінювання для деяких міст [13-15] наведені на рис. 1.4. Представлені дані свідчать, що значення питомої сумарної сонячної радіації на території України змінюється в діапазоні від 1150 кВт·год/м<sup>2</sup> до 1550 кВт·год /м<sup>2</sup>. В той же час для деяких країн Європи, що широко

використовують сонячну енергію, даний показник, наприклад, для Швейцарії – до 1000 кВт·год /м<sup>2</sup>, для Німеччини – до 1300 кВт·год /м<sup>2</sup>.

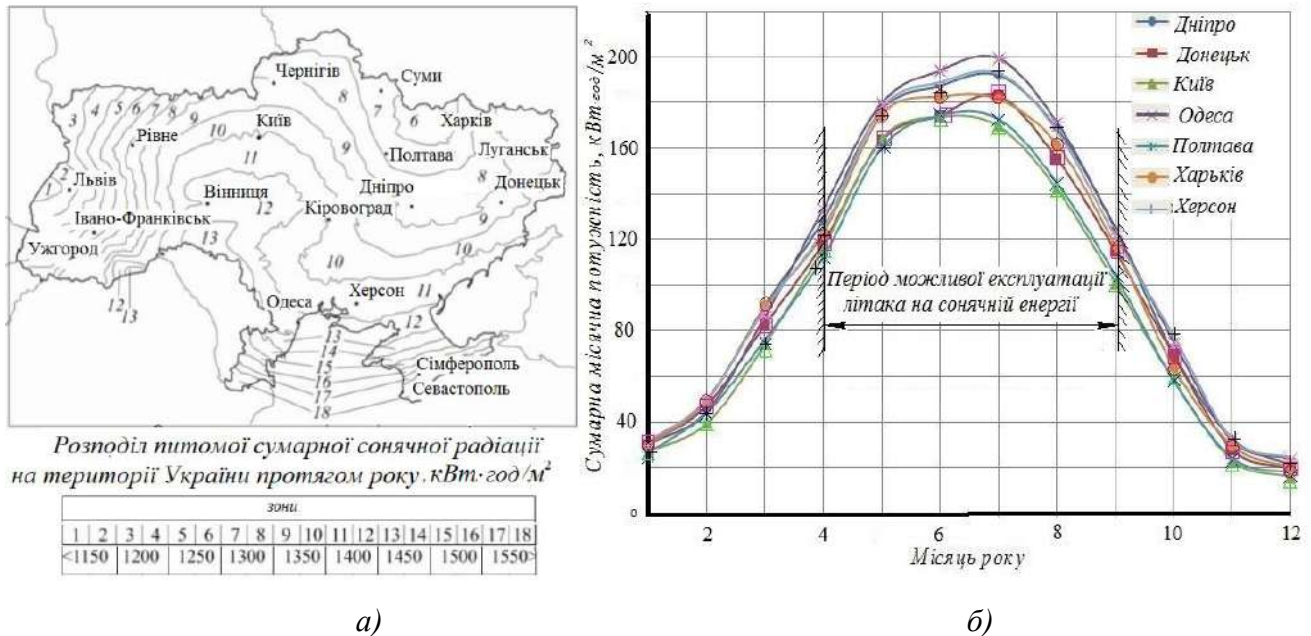


Рис. 4. Розподіл питомої сумарної сонячної радіації:

- 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/м<sup>2</sup>, а для панелей (ККД = 20%,  $W = 5$  Вт, розміри 156x156 мм) – 1027 Вт/м<sup>2</sup>.

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/м<sup>2</sup>, що необхідно враховувати при виборі умов забезпечуючих ефективну роботу енергосистеми літака.

Можлива схема реалізації такого підходу на прикладі міста Київ наведена на рис.1.5. 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 (низькоефективна) – 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.

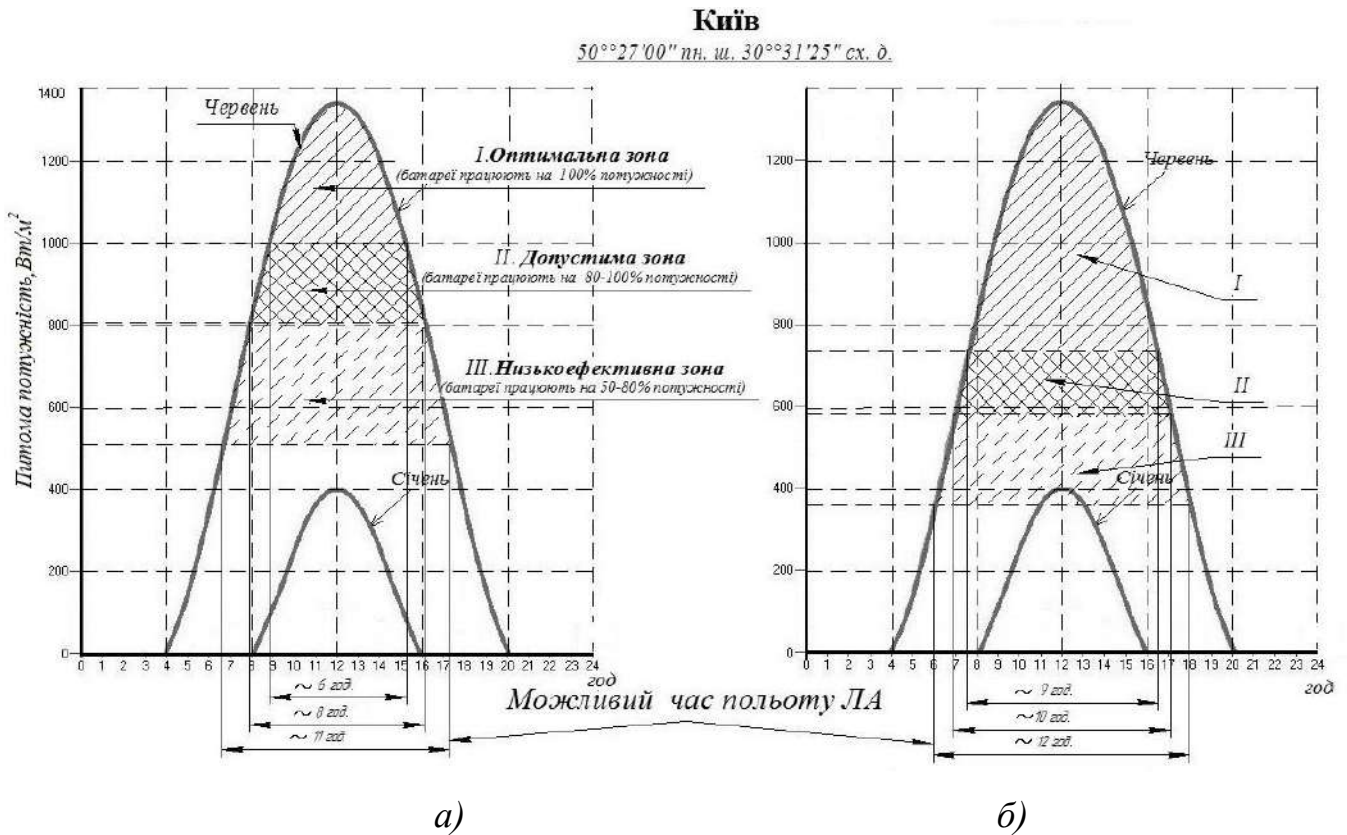


Рис.1.5. Добовий розподіл сонячної радіації з зазначенням можливих зон роботи сонячних панелей:

а) – для сонячних панелей з ККД 18%; б) – для сонячних панелей з ККД 25%

Тобто на всій території України існують умови для ефективної 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.

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 під час проектування 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 [13,16]. Схему передачі енергії від Сонця в напрямку Землі зображено на рис.1.6.

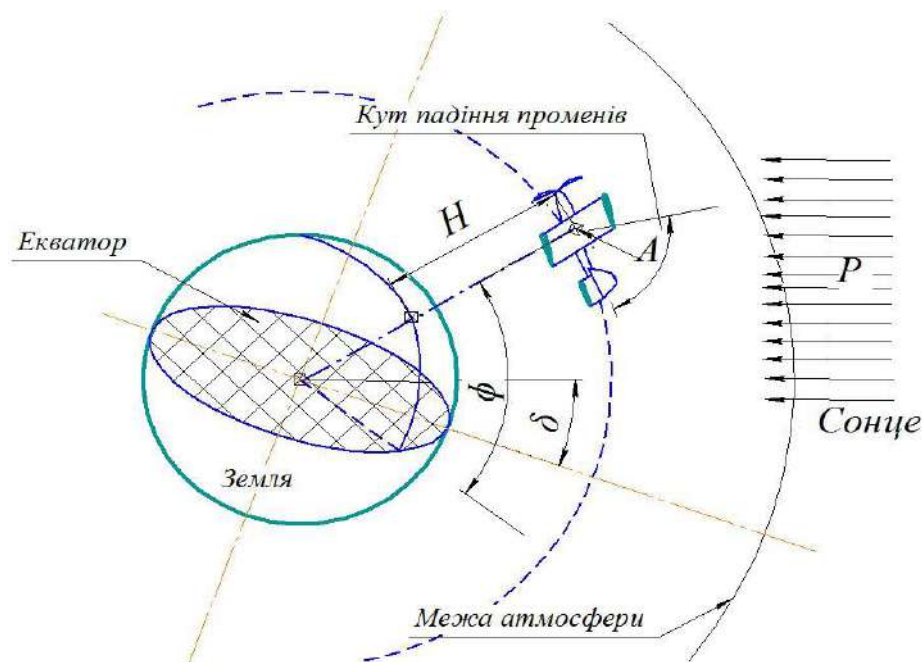


Рис.1.6. Схему передачі енергії від Сонця в напрямку Землі

Приток сонячної енергії падаючої на поверхню сонячної панелі, характеризується питомою потужністю  $P$  та залежить від географічного положення, орієнтації крила літака відносно Сонця, місяця, дня та часу доби [16-17]. Залежність питомої потужності від часу доби  $t$  для будь якого дня року  $n=1\dots365$  на широті  $\phi$  визначається наступним виразом:

$$P(t, \phi, n) = G_3 \left(1 + 0,033 \cos \frac{360n}{365}\right) \cdot (\sin \phi \sin \delta + \cos \phi \cos \delta \cos 15t), \quad (1.8)$$

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),  $\delta$  – нахил Сонця в  $n$ -й день року (кутове положення Сонця в астрономічний полудень (час коли Сонце проходить місцевий меридіан) по відношенню до екватору).



Величина  $\delta$  визначається наступним виразом:

$$\delta = 23,45 \sin \left[ \frac{360(284+n)}{365} \right], \quad (1.9)$$

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

### 1.3. Особливості реалізації польоту літального апарату на сонячній енергії

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:

$$T = \frac{E_D}{W}, \quad (1.10)$$

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

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

Висота польоту. Незважаючи на те, що з висотою ефективність сонячних панелей зростає, в той же час зменшується густина повітря, що спричиняє ріст швидкості польоту та збільшення необхідної потужності [3].

На рис. 1.7. зображено дефіцит потужності (різниця необхідної та наявної потужності) літака відповідно до зміни висоти польоту (а отже й густини повітря).

Як видно з рис.1.7, після висоти 8 км ріст необхідної потужності стає більш різким і на висотах 20 км досягає значень більших майже в 3 рази за необхідну потужність на висоті моря (рис.1.7). Приріст потужності сонячних панелей за

рахунок зниження атмосферних втрат з висотою є меншим за приріст необхідної потужності.

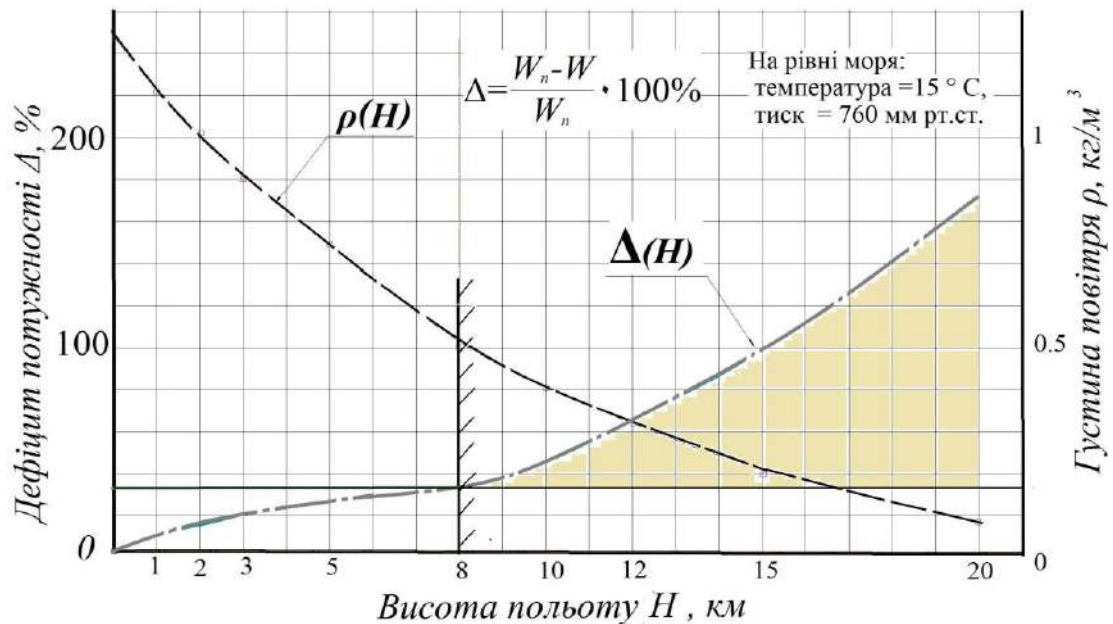


Рис.1.7. Залежність дефіциту потужності енергосистеми літака від висоти польоту

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 5-7кг/м<sup>2</sup> (див. рис.1.1). Припустимо, що цільове навантаження – 4кг. Тоді, маса літака в першому наближенні буде дорівнювати 40 кг. При цьому необхідна площа крила буде дорівнювати приблизно 8 м<sup>2</sup>. При подовженні крила 30, велике подовження необхідно для зменшення індуктивної складової опору, його розмах становитиме 15,5 м, число Рейнольдса для літака становитиме 600000. Отримані габарити ЛА за

умови жорсткого обмеження по масі створюють особливі вимоги до міцності та жорсткості конструкції.

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:

$$n_{y.б.ов.} = 1 \pm \frac{C_y^\alpha V_1 \rho V}{p} \leq [n_y], \quad (1.11)$$

де  $V_1$  – швидкість пориву вітру.

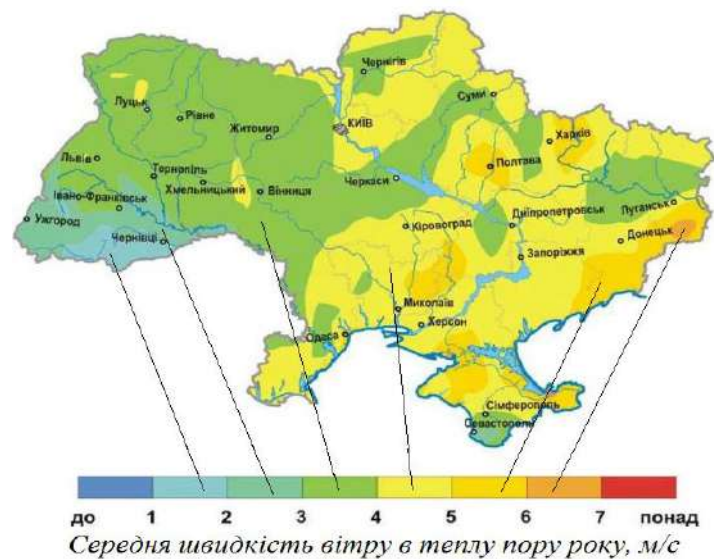


Рис.1.8. Значення середньої швидкості вітру для території України

При великому видовженні та малому навантаженні на крило, навіть при невеликих вертикальних поривах  $V_1 = 5...7 \text{ м/с}$ , виникає значне вертикальне перевантаження, що ставить обмеження на можливість експлуатації літаків на сонячній енергії.

З даних приведених на рис.1.8. можна зробити висновок, що для території України середні значення вітрів становлять 4-6 м/с, а отже при навантаженні нижчому за  $5 \text{ кг/м}^2$  створити достатньо міцну конструкцію літака стає проблематично, внаслідок великих перевантажень (більших за 4 одиниці). А за

умови поривів вітру швидкістю більше 10м/с необхідно закладати в проектні розрахунки навантаження на крило від 7 кг/м<sup>2</sup>.

Міцність, жорсткість. Не менш важливою задачею для розробників є забезпечення необхідної жорсткості та міцності конструкції в рамках заявлених габаритів та мас [6, 18]. Дане завдання потребує впровадження новітніх методів проектування елементів конструкції та використання, під час виготовлення агрегатів, сучасних матеріалів з максимальним відношенням маси матеріалу до міцності та жорсткості [19]. Жорсткість конструкції залежить від геометричних, аеродинамічних, конструктивних характеристик, і наприклад, для крила може бути представлена в виді наступної функції:

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

#### **1.4. 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, тому підвищення ККД батарей є визначальним напрямком. Уже сьогодні група фахівців з Інституту систем сонячної енергії Фраунгофера (Німеччина) , компанії Soitec, SEA-Leti і Берлінського центру імені Гельмгольца створили фотоелемент, що має ККД 44,7% [14]. Це свідчить про те, що з часом ККД доступних на ринку батарей буде підвищуватися. Замість GaAs, що використовувався у перших зразках літаків на сонячній енергії, настав час дешевого кремнію. Ефективність монокристалічного кремнію виросла настільки, що його потужності стає достатньо, а при ціні на порядок нижчій, ніж у GaAs та гетероструктур A<sub>3</sub>B<sub>5</sub>, вибір стає очевидним, навіть для експериментальних проектів.

Приріст енергії, який отриманий під час збільшення ефективності базових сонячних батарей літака, може бути використаний для зменшення маси та габаритів літака, збільшення маси корисного навантаження, поліпшення експлуатаційних характеристик апаратів на сонячній енергії, підвищення висоти чи швидкості польоту. Зменшення необхідної площі крила для встановлення батарей

збільшити навантаження на крило та покращити 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 [20] описана технологія та обладнання для виробництва надтонких армуючих матеріалів для виготовлення конструкцій надлегких БЛА. Отриманий односпрямований матеріал у виробничих умовах має поверхневу щільність від  $12 \text{ г/м}^2$ , а поверхнева щільність препрегу –  $26\text{-}65 \text{ г/м}^2$ . Крім того, створені матеріали мають поліпшені показники міцності в порівнянні з вихідним вуглецевим ровінгом [20].

Інтенсивний розвиток безпілотної авіації розпочався в Україні тільки в останні роки та зумовлений різкою необхідністю в авіаційних засобах спостереження. Незважаючи на те, що достатньо багато організацій зайнялись розробкою безпілотних літальних комплексів, у тому числі на сонячній енергії [4], 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.

### **1.5. Постановка мети і задач дослідження**

Проблема визначення раціональних проектних параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії є основною під час створення ефективного літального апарату. Внаслідок малої ефективності сонячних панелей питання багатокритеріальної оптимізації геометричних, аеродинамічних, масових характеристик апарату є визначальним.

Даній проблематиці присвячені наступні роботи:

В роботах [6], [21], [22], [23] виявлено основні проблеми створення апаратів на сонячній енергії.

В роботі [24] проведено аналіз альтернативних схем літальних апаратів, а також дирижаблів та аеростатів, що використовують енергію сонячного випромінювання.

В роботі [2] викладено один з підходів до вибору основних проектних параметрів ЛА, що використовують енергію сонячного випромінювання. В роботі також наведені вагові, енергетичні, аеродинамічні моделі окремих частин літального апарату. Наведено рекомендації до вибору проектних параметрів літака на сонячній енергії при заданих геометричних та масових обмеженнях.

В роботі [3] наведені співвідношення, що зв'язують основні аеродинамічні характеристики літаків, які використовують сонячну енергію, з його енергетичними витратами на реалізацію польоту. Викладено аналіз продуктивності та конструктивні особливості сонячних енергоустановок літаків для реалізації тривалого польоту.

Відсутність комплексного підходу до визначення раціональних масово-енергетичних параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії спонукало автора до написання даної роботи. Автором цієї роботи зроблена спроба проаналізувати та узагальнити накопичений досвід по створенню літальних апаратів на сонячній енергії, розробити та апробувати комплексну методику визначення масово-енергетичних параметрів літального апарату даного типу.

Таким чином, **метою роботи** є підвищення тривалості польоту БЛА на СЕ в умовах приземної атмосфери та позааеродромної експлуатації шляхом створення методу обґрунтованого вибору масово-енергетичних і геометричних параметрів ЛА.

Для досягнення поставленої мети в дисертаційній роботі необхідно вирішити наступні **задачі**:

1. Проаналізувати існуючі зразки БЛА на СЕ та методи вибору їх параметрів.

2. Розробити масово-енергетичну модель літака на СЕ, яка враховує: типові режими польоту, закони генерації енергії Сонця, метеорологічні умови, орієнтацію ЛА в просторі, а також його конструктивні фактори та геометричні параметри.

3. Розробити алгоритм вибору енергетичних, масових, геометричних аеродинамічних параметрів БЛА на СЕ з забезпеченням тривалого польоту в умовах приземної атмосфери та вимог позааеродромної експлуатації.

4. Створити зразки БЛА на СЕ та провести комплекс експериментальних випробувань, в тому числі льотних, по верифікації результатів дослідження.

### **Висновки по розділу 1**

Встановлено, що для ЛА на СЕ характерним є: значні габарити – до 70 м, низьке навантаження на крило – до 10 кгс/м<sup>2</sup>, аеродинамічна якість – до 40 одиниць, питома необхідна потужність для польоту – 7,5-30 Вт/кг, висота польоту – до 20 км, швидкість польоту – до 120 км/год. Літаки здебільшого виконані по класичній аеродинамічній схемі, схемі літаюче крило та вирішують задачі розвідки, моніторингу та зв'язку. Для рішення подібних задач існує потреба в малогабаритних БЛА масою до 15кг (клас «міні» згідно класифікації НАТО), які б виконували тривалі польоти на висотах до 3000 м протягом 4-6 годин за жорстких умов позааеродромної експлуатації.

На території України існують умови для реалізації ефективних польотів літаків на сонячній енергії (якщо питома річне випромінювання в Швейцарії – до 1000 кВт·год /м<sup>2</sup> та Німеччині – до 1300 кВт·год/м<sup>2</sup>, то в Україні – до 1550 кВт·год /м<sup>2</sup>), тому існує реальна потреба в таких літаках. Крім того 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  $\approx 2-3\%$ ) широкомасштабне використання даних літаків стане в найближчий час реальністю.

Створення ЛА на СЕ – це ітераційний процес формування параметрів літака, ефективність якого залежить від вирішення наступних задач: виконання умов реалізації та експлуатації літака на СЕ (умови енергетичного балансу); ефективного використання сонячного випромінювання, задоволення експлуатаційних вимог, виконання умов міцності та жорсткості конструкції. Встановлено, що геометричні, енергетичні та масові обмеження вносять суттєвий вплив на основні проектні параметри БЛА на СЕ – масу, енергетичні характеристики, швидкість польоту, геометричні розміри тощо. Описані параметри мають взаємний вплив та потребують однозначного визначення в рамках конкретної задачі.



## **РОЗДІЛ 2. ВИБІР МАСОВО-ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ З ЗАБЕЗПЕЧЕННЯМ ТРИВАЛОГО ПОЛЬОТУ**

### **2.1. Умови забезпечення польоту БЛА на СЕ**

Завдяки технічному прогресу сьогодні з'явилася можливість здійснення тривалих польотів з використанням сонячної енергії. Незважаючи на значні енергетичні можливості сонячного випромінювання, ефективність його перетворення в поступальний рух літака в значній мірі залежить від масово-енергетичних характеристик фотоелектричних перетворювачів та накопичувачів енергії, силової установки, системи управління, а також від аеродинамічної та конструкційної досконалості планеру літака.

На відміну від попередніх досліджень [25-33] ми розглядаємо можливість реалізації польоту літака на висотах до 3000м з використанням в якості фотоперетворювачів сонячні елементи серійного виробництва [32].

Крім того, ставимо задачу дослідження умов реалізації не лише горизонтального польоту, а й режимів що потребують забезпечення додаткових витрат енергії (маневри, зліт/посадка, політ за умов хмарності/затіненні, політ в сутінках та інші). Для розуміння особливостей та принципів створення літаків такого класу необхідно детально розглянути основи забезпечення масово-енергетичного балансу та його специфіку.

В такому разі, для реалізації польоту необхідно забезпечити умови: масового балансу – підйомна сила, отримана на аеродинамічних поверхнях має дорівнювати добутку сумарної маси складових частин літака на прискорення вільного падіння; енергетичного балансу – енергія необхідна для реалізації польоту повинна не перевищувати наявну енергію (згенеровану виключно сонячними панелями, або в поєднанні з енергією акумулятора). Наведені поняття досить складні, багатокритеріальні та існують в тісній взаємодії один з одним. Ступінь взаємодії

визначається типовим завданням (ТЗ) на літак, яке, як правило, формується спільно з замовником. Виходячи з вищесказаного, масово-енергетичний баланс літака на сонячній енергії можемо представити у вигляді схеми зображеної на рис.2.1.

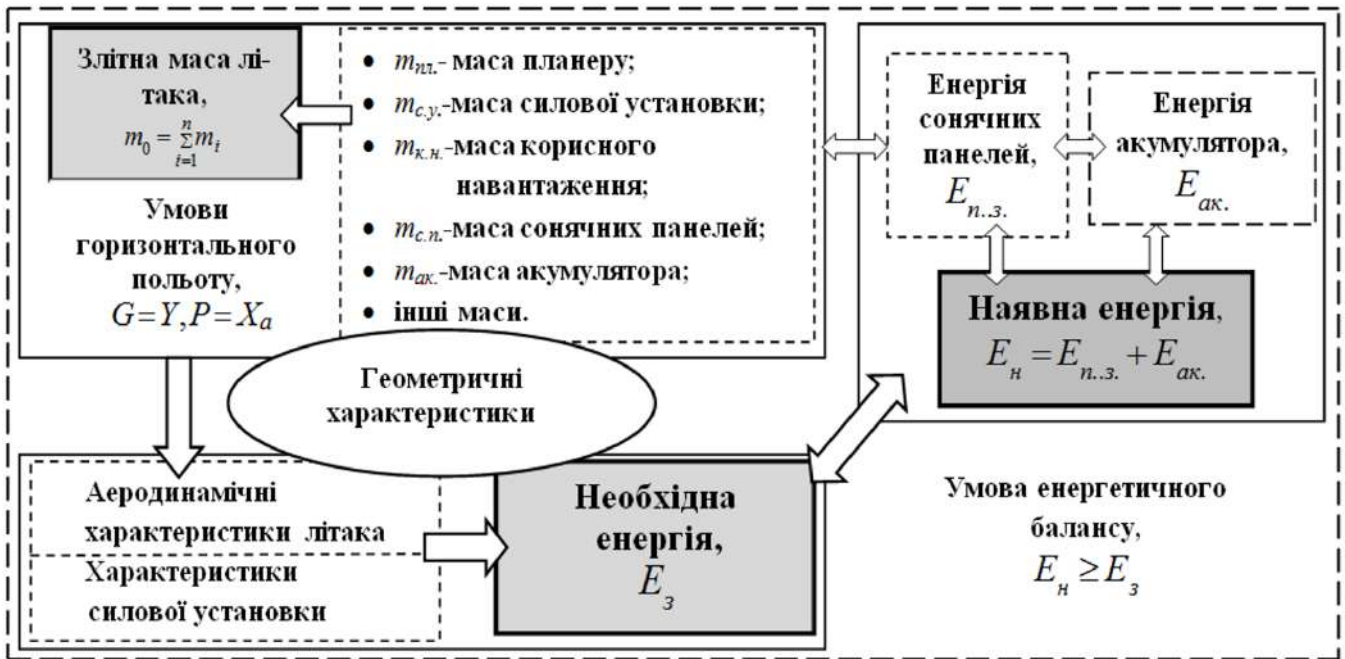


Рис.2.1. Схема масово-енергетичного балансу літака на сонячній енергії:  $Y, X_a$  – величини підйомної сили та аеродинамічного опору;  $P$  – тяга гвинта;  $G$  – сила земного тяжіння діюча на літак

Можливі два варіанти реалізації представленої на рис.2.1 схеми балансу [2]:

- *дискретним* методом, який полягає в попередньому виборі складових літака (двигуна, сонячних панелей та інші) на основі оціночного розрахунку необхідної потужності, спираючись на досвід, аналіз схожих конструкцій та характеристики ранніх прототипів. В даному випадку маючи масу складових літака можна визначитися з попередньою геометрією літака та його злітною масою. Спрогнозувавши необхідну потужність для реалізації польоту можна зробити вибір гвинтомоторної пари та забезпечити необхідну потужність набором певної кількості сонячних елементів.

- *аналітичним* методом, що полягає у встановленні масиву зв'язків між складовими елементами літака з описом аналітичних рівнянь та використанням математичних моделей кожного елементу та літака в цілому.

Оскільки аналітичний метод більш об'єктивний та уніфікований, варто обрати його за основний. Проте, деякі взаємозв'язки між масово-енергетичними параметрами літака складно, а в певних випадках неможливо описати аналітично, тому для вибору параметрів літака слід об'єднати переваги обох методів.

Для створення математичної моделі, що характеризує взаємозв'язки між масово-енергетичними параметрами літака на сонячній енергії, пропонується поетапно описати основні складові, а саме: потужність необхідну для реалізації горизонтального польоту; сумарні енергозатрати на виконання польоту, в тому числі на зліт та маневри; величину згенерованої, за період польоту, енергії; загальну злітну масу літака.

Для отримання загальної маси літака та її подальшого використання, необхідно розробити масову модель літака та кожної його складової, до яких можна віднести: сталі маси, масу конструкції літака, масу сонячних панелей, масу блоку слідкування за точкою максимальної потужності, масу акумулятора, масу силової установки.

В схематичному виді БЛА на СЕ представлений на рис.2.2. Умови польоту такого ЛА вимагають задоволення базових співвідношень: масового балансу – підйомна сила  $Y$ , отримана на аеродинамічних поверхнях має дорівнювати силі тяжіння діючої на ЛА  $G = \sum_1^n m_i g$ , де  $m_i$  – маса  $i$ -тої складової частини ЛА,  $n$  – кількість таких складових,  $g$  – прискорення вільного падіння; енергетичного балансу – енергія необхідна для реалізації польоту  $E_3$ , повинна врівноважуватись наявною енергією  $E_n$  (згенерованою виключно сонячними панелями  $E_{n.з.}$ , або в поєднанні з енергією акумулятора  $E_{ак.}$ ):

$$\begin{cases} Y = \sum_1^n m_i g; \\ P = X_a; \\ E_{n.з.} + E_{ак.} = E_3. \end{cases} \quad (2.1)$$

Розв'язок системи (2.1), що відображає математичну модель поздовжнього польоту ЛА виведену в зв'язаній системі координат зводиться до визначення: злітної маси  $m_0$  ( $m_0 \rightarrow m_{0\min}$ ), коефіцієнту аеродинамічної досконалості  $K$  ( $K \rightarrow K_{\max}$ ), площі сонячних панелей  $W_{c.n.}$ , маси акумулятора  $m_{ак.}$  ( $m_{ак.} \rightarrow m_{ак.\min}$ ) та ін., які в сукупності забезпечують тривалий політ  $T_n$  протягом 4–6 годин при використанні СЕ з коефіцієнтом корисної дії  $\eta_{c.e.}$  в межах 19–21%. Крім того має виконуватись умова  $E_z \leq E_n$ .

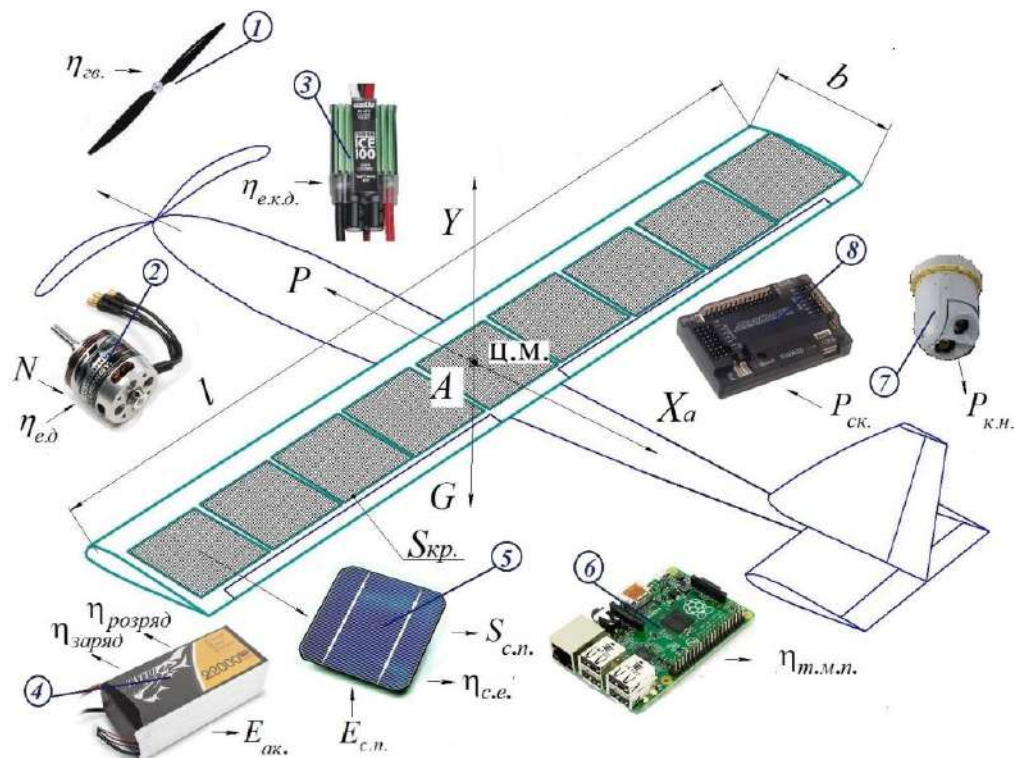


Рис.2.2. БЛА на СЕ:

1 – гвинт; 2 – електродвигун; 3 – контролер електродвигуна; 4 – бортовий акумулятор; 5 – сонячна панель; 6 – блок відслідковування точки максимальної потужності сонячної панелі; 7 – корисне навантаження; 8 – система керування;  $\eta_{e.d} \cdot \eta_{e.k.d.} \cdot \eta_{zв.} \dots$  – коефіцієнт корисної дії відповідного компоненту

Для створення конкурентних умов по відношенню до БЛА без СЕ літак має ефективно виконувати всі можливі етапи польоту, в тому числі за умови неспокійної приземної атмосфери та позааеродромної експлуатації. Для максимально-широкого використання БЛА на СЕ має бути портативним та транспортабельним, злітна маса не повинна перевищувати 15кг. З економічної точки зору БЛА на СЕ не повинен бути суттєво дорожчим за подібний літальний

апарат без СЕ. Відповідно, при визначенні складових варто обирати середню компонентну базу, в тому числі й по відношенню до сонячних елементів, які мають бути серійного виробництва.

## 2.2. Загальні характеристики польоту БЛА на СЕ

Виходячи з того, що ЛА на СЕ по своїм можливостям повинен виконувати ті ж завдання що й звичайні БЛА, досліджено умови формування енергетичного балансу на прикладі реалізації типової траєкторії польоту зображеної на рис.2.3.

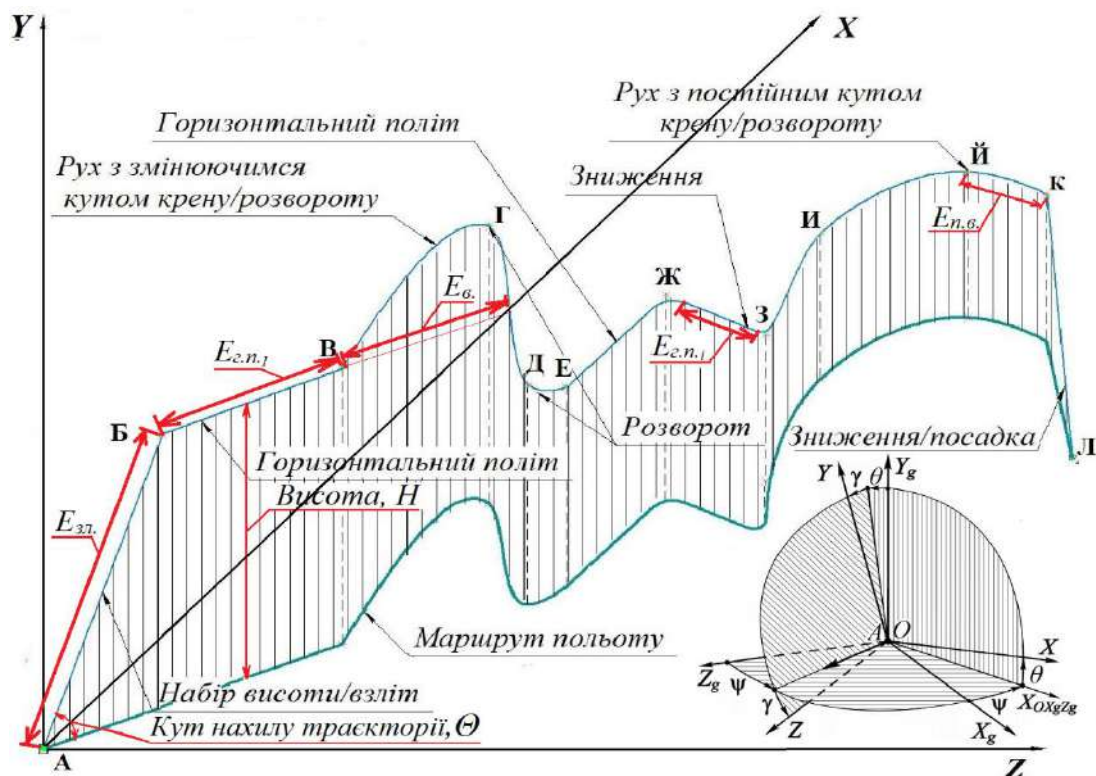


Рис.2.3. Типова траєкторія та етапи польоту БЛА на СЕ:

А,Б,...Л – точки переходу;  $\Theta, \gamma, \psi$  – кути тангажу, крену, рилання;  $E_{зл.}, E_{г.п.}, E_{з.п.}$  – витрати енергії на зліт, горизонтальний політ, віраж  
 $OXYZ, OX_g Y_g Z_g$  – зв'язана та нормальна система координат

Для отримання величини  $E_з$  варто просумувати енерговитрати на всіх режимах польоту літака:

$$E_з = E_{г.п.} + E_{м_1} + E_{м_2} + \dots + E_{м_m}, \quad (2.2)$$

де  $E_{г.п.}$  – енергія для горизонтального польоту,  $E_{м_1}, E_{м_2}, E_{м_m}$  – енергія для виконання маневрів,  $m$  – кількість маневрів.

Або в загальній формі:

$$E_{з.} = \sum_{i=1}^n E_{з.н.i} + \sum_{j=1}^m E_{м.j}, \quad (2.3)$$

де  $E_{з.н.i}$  – енергія для виконання і-тої ділянки горизонтального польоту (ГП),  $n$  – кількість ділянок ГП;  $E_{м.j}$  – енергія для виконання j-того маневру,  $m$  – кількість маневрів.

Враховуючи той факт, що енергія визначається як добуток потужності  $N_i$  на час польоту, маємо:

$$E_{з.} = N_{з.н.} \sum_{i=1}^n T_{з.н.i} + \sum_{j=1}^m N_{м.j} T_{м.j} = N_{з.н.} (T_{з.н.1} + T_{з.н.2} + \dots + T_{з.н.i}) + N_{м.1} T_{м.1} + N_{м.2} T_{м.2} + \dots + N_{м.j} T_{м.j}, \quad (2.4)$$

де,  $T_{з.н.}$  – час горизонтального польоту;  $T_{м.}$  – час виконання маневру.

Оскільки тривалість ГП становить основу повної тривалості польоту пропонується, для узагальненого випадку, енергозатрати представляти в дольовому відношенні до енерговитрат ГП:

$$E_{з.} = N_{з.н.} (T_{з.н.1} + \dots + T_{з.н.i}) + k_1 N_{з.н.} T_{м.1} + \dots + k_j N_{з.н.} T_{м.j} = N_{з.н.} \left( \sum_{i=1}^n T_{з.н.i} + k_1 T_{м.1} + \dots + k_j T_{м.j} \right), \quad (2.5)$$

$$\text{де } k_j = \frac{N_{м.j}}{N_{з.н.}}.$$

Значення  $k_j$  залежить від кутів орієнтації ЛА під час виконання певних маневрів, причому для етапу зльоту –  $k(\theta)$ , для правильного віражу –  $k(\gamma)$ , для інших маневрів –  $k(\theta, \gamma, \psi)$ .

При розрахунку сумарної необхідної для виконання польоту енергії  $E_{з.}$  потрібно, крім загальної спожитої енергії, врахувати: наявність акумулятору (для накопичення зайвої згенерованої енергії та компенсування дефіциту енергії), а отже його ефективність при зарядці/розрядці; існування режимів польоту під час яких з'являється дефіцит поточної згенерованої енергії  $D$  (маневри, хмарність/затінення, сутінки та ін.).

Отже, в узагальненому виді, енерговитрати для виконання польоту мають вид:

$$E_3 = N_{\text{з.п.}} \cdot \left[ T_{\text{з.п.}} + k_{\text{зл.}}(\theta) \frac{T_{\text{зл.}}}{\eta_-} + k_{\text{н.в.}}(\gamma) \frac{\sum_{i=1}^n T_{\text{н.в.}i}}{\eta_-} + k_1(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{\text{м.1}}}{\eta_- \eta_+} + \dots + k_j(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{\text{м.}j}}{\eta_- \eta_+} \right], i=1 \dots n, j=1 \dots m, \quad (2.6)$$

де:  $T_{\text{з.п.}}$  – час ГП;  $T_{\text{зл.}}$  – час виконання етапу зльоту та набору висоти;  $T_{\text{н.в.}}$  – час виконання  $i$ -того правильного віражу;  $T_{\text{м.}j}$  – час виконання  $j$ -того маневру;  $\eta_+ \eta_-$  – ефективність зарядки/розрядки акумулятора;  $m, n$  – кількість правильних віражів та інших маневрів відповідно.

Значення коефіцієнтів  $k(\theta)$ ,  $k(\gamma)$ ,  $k(\theta, \gamma, \psi)$ , які дозволятимуть мінімізувати енерговитрати на виконання кожного з етапів польоту є індивідуальною характеристикою конкретного ЛА та може бути визначена виключно шляхом проведення льотних випробувань. Водночас, час польоту БЛА на СЕ в спрощеному виді можна описати наступним чином:

$$T_n = \frac{E_{\text{н.з.}} + E_{\text{ак.}} - \sum E_{\text{м.}j}}{N_{\text{з.п.}}} \geq [4 \dots 6 \text{ год.}]$$

Рівняння (2.6) дозволяє визначити енерговитрати для будь якого етапу чи режиму польоту. Так, наприклад, для зльоту кути крену та ристання приймають нульові значення, профіцит згенерованої енергії відсутній (зарядка акумулятора не відбувається), акумулятор включається в систему енергозабезпечення, в результаті отримуємо:

$$E_{\text{зліт}} = N_{\text{з.п.}} \cdot k(\theta) \frac{T_{\text{зл.}}}{\eta_-}, \quad (2.7)$$

де  $k(\theta)$  – коефіцієнт, що враховує збільшення необхідної потужності при зльоті;  $E_{\text{зліт}}$  – енергозатрати на етапі зльоту;  $T_{\text{зл.}}$  – час зльоту.

В дійсності, під час виконання польоту існують умови, під час яких потужності отриманої від сонячних панелей стає недостатньою, наприклад:

- при виконанні маневру зростає величина потрібної тяги – необхідна потужність стає більшою за загальну потужність сонячних панелей, до того ж орієнтація сонячних панелей відносно сонця може змінитися спричинивши падіння їх потужності;
- при появі явища затінення спричиненого хмарністю або іншими факторами потужність сонячних панелей падає;
- у сутінках і на світанку, рівень сонячного випромінювання нижчий, потужність сонячних панелей літака менша за загальну необхідну потужність.

Очевидно, що в наведених ситуаціях необхідно використовувати обидва джерела, тобто сонячні панелі і акумулятор. Ступінь вкладу кожного з джерел в формування загальної необхідної потужності є різним, а процес динамічним, прогресивним та потребує спеціальних досліджень. Відповідно, існує потреба в уточненні залежностей (2.6) і (2.7).

### 2.3. Горизонтальний політ

Для ізольованого ГП система лінеаризованих рівнянь (2.1) усталеного поздовжнього руху ЛА має вид (підйомна сила створювана крилом врівноважує вагу літака, а тяга, продукована гвинтом, врівноважує сили аеродинамічного опору):

$$\begin{cases} P = X_a = C_y^\alpha \rho V^2 / 2 S_{кр.}; \\ G = Y_a = m_0 g = C_x \rho V^2 / 2 S_{кр.} \end{cases}, \quad (2.8.)$$

де:  $C_Y, C_X$  – коефіцієнти підйомної сили та аеродинамічного опору;  $\rho V^2 / 2$  – швидкісний напір;  $S_{кр.}$  – площа крила.

Відповідно значення потужності  $N_{з.н.}^{с.у.}$  СУ необхідної для реалізації рівномірного горизонтального польоту, беручи до уваги, що площа крила пов'язана з видовженням  $\lambda$  та розмахом  $l$  ( $\lambda = \frac{l^2}{S}$ ), рівна:



$$N_{з.п.}^{с.у.} = P \cdot V = \frac{C_X}{C_Y^{3/2}} \frac{m_0^{3/2}}{l} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}}. \quad (2.9)$$

В першому наближенні горизонтальний політ реалізується за рахунок потужності сонячних панелей. В спрощеному випадку загальна потреба в потужності  $N_{з.п.}$  дорівнює:

$$N_{з.п.} = N_{з.п.}^{с.у.} \quad (2.10)$$

але з урахуванням наявності на борту літака інших споживачів, отримуємо:

$$N_{з.п.} = N_{з.п.}^{с.у.} + P_{сист.}, \quad (2.11)$$

де  $P_{сист.} = P_{с.к.} + P_{к.н.}$  – необхідна потужність для живлення систем літака.

Крім того, під час розрахунку  $N_{з.п.}$  необхідно врахувати характеристики складових елементів силової установки літака: ефективність електричного двигуна, його електронного контролера, редуктора (за наявності), гвинта [2, 3]. В свою чергу, слід розкласти  $P'$  як суму енергоспоживання системи керування (автопілот, електроприводи, навігаційні прилади, зв'язок, контрольно-вимірювальні прилади та інше) та корисного навантаження. Оскільки, параметри живлення для системи керування та корисного навантаження суттєво відрізняються від параметрів живлення двигуна, необхідно враховувати наявність в системі енергозабезпечення перетворювачів напруги. Підсумувавши вищесказане можна сформулювати рівняння сумарної необхідної електричної потужності:

$$N_{з.п.} = \frac{1}{\eta_{e.d.} \cdot \eta_{e.k.d.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{гв.}} N' + \frac{1}{\eta_{п.н.}} (P_{с.к.} + P_{к.н.}), \quad (2.12)$$

де:  $\eta_{e.d.}$  – ефективність електричного двигуна;  $\eta_{e.k.d.}$  – ефективність електронного контролера двигуна;  $\eta_{ред.}$  – ефективність редуктора;  $\eta_{гв.}$  – ефективність гвинта;  $\eta_{п.н.}$  – ефективність перетворювачів напруги;  $P_{с.к.}$  – потрібна потужність системи керування,  $P_{к.н.}$  – потрібна потужність енергоспоживання корисного навантаження,  $N'$  – фактична потужність силової установки.

Умовою ГП ЛА на СЕ є забезпечення необхідної потужності  $N_{z.n.}$  відповідною наявною потужністю  $W_n$  сонячної енергоустановки з урахуванням енерговитрат на системи літака (систему керування та навігації  $P_{c.k.}$ ; корисне навантаження  $P_{к.н.}$  і т.д.) та втрат на складових енергосистеми, тобто:

$$W_n = W_{c.n.} \eta_c \geq N_{z.n.}^{c.y.} + P_{сист.} = N_{z.n.}, \quad (2.13)$$

де  $W_{c.n.}$  – наявна потужність сонячної панелі з площею  $S_{c.n.}$ ;  $\eta_c$  – коефіцієнт корисної дії системи при переході енергії сонячних променів в механічну енергію руху повітряного гвинта.

З урахуванням руху літака під час здійснення горизонтального польоту на основі відомих формул підйомної сили, сили опору та потрібної потужності, необхідна потужність силової установки рівна:

$$N_{z.n.} = \frac{GV}{K} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{\rho S_{кр.} C_y}} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}}, \quad (2.14)$$

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

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

$$\frac{N_{z.n.}}{S_{кр.}} = \frac{\sqrt[2]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2}{\rho C_y}}. \quad (2.15)$$

Отже згідно (2.13) для здійснення тривалого польоту літака на сонячній енергії повинна виконуватись наступна умова:

$$\frac{W_{c.n.} \eta_c - P_{сист.}}{S_{кр.}} = \frac{\sqrt[2]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2}{\rho C_y}}, \quad (2.16)$$

або в більш розгорнутій формі:

$$\frac{W_{c.n.}\eta_c - P_{cист.}}{S_{кр.}} \geq \frac{C_x}{S_{кр.} C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m_0^{3/2}}{l_{кр.}}. \quad (2.17)$$

При цьому швидкість польоту та коефіцієнт опору  $C_x$  відповідно рівні:

$$V = \sqrt{\frac{2m_0 g}{C_y \rho S_{кр.}}}, C_x = C_{x_0} + \frac{C_y^2}{\pi e \lambda}$$

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.

В загальному виді умови реалізації ГП можна представити наступним чином:

$$N_{c.n.} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}} \rightarrow \frac{W_{c.n.}\eta_c - P_{cист.}}{S_{кр.}} = \frac{\sqrt[2]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}} \rightarrow \frac{W_{c.n.}\eta_c - P_{cист.}}{S_{кр.}} \geq \frac{C_x}{S_{кр.} C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m_0^{3/2}}{l}.$$

Графічна інтерпретація взаємовпливу енергетичної, аеродинамічної та конструктивної складової в рамках одного розрахункового випадку (злітна маса  $m_0 = 5$  кг,  $S_{кр.} = 1$  м<sup>2</sup>,  $V = 15$  м/с) представлені на рис.2.4,2.5.

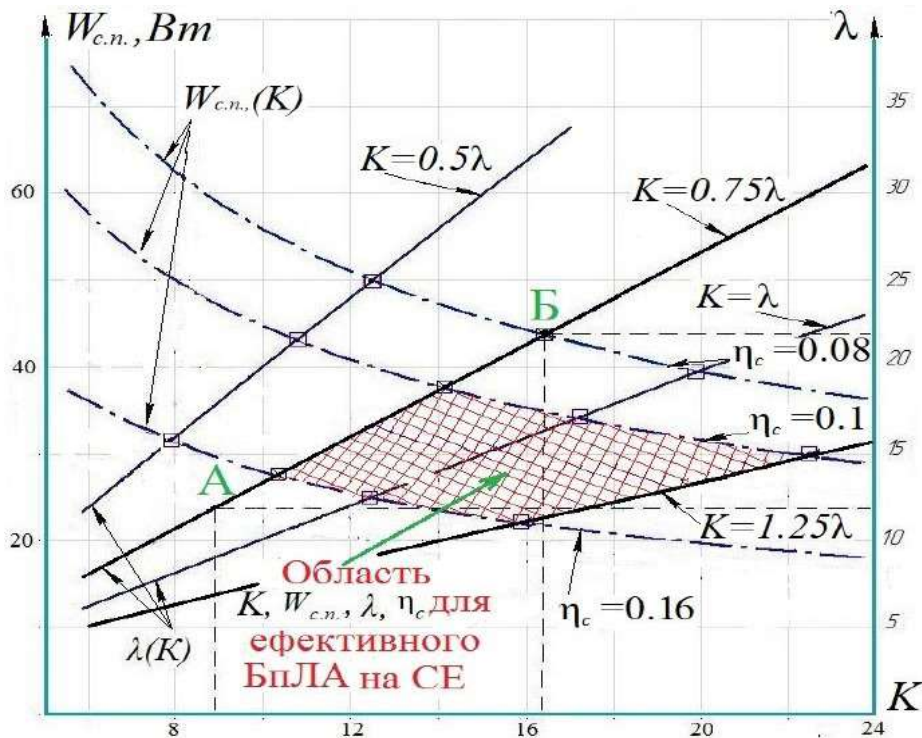


Рис.2.4. Залежність необхідної потужності та видовження крила від аеродинамічної якості літака

Наприклад, під час використання високоефективних компонентів енергоустановки, за умови  $K = 0.75\lambda$  величина необхідної аеродинамічної якості для забезпечення горизонтального польоту становить 9 одиниць (точка А) (див.рис.2.4.), тоді як при низькоефективній компоновці – близько 16-17 (точка Б). В свою чергу, реалізація високих значень  $K$ , потребує наявності великого видовження, що вносить певні обмеження щодо проектування несучих поверхонь ЛА та розміщення СЕ на них (рис.2.5.)

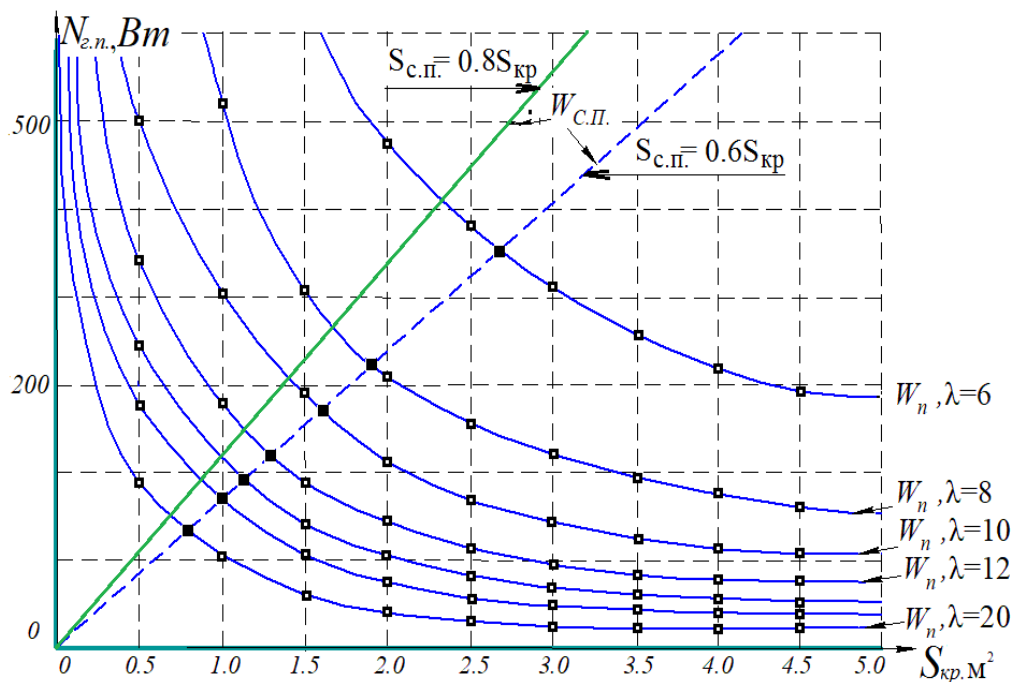


Рис.2.5. Залежність необхідної та наявної потужності від площі крила  $S_{кр}$  для різних конфігурацій крила ЛА (різних подовженнях  $\lambda$ )

Точки перетину кривих  $W_{с.п.}(S)$  та  $W_n(S)$  визначають раціональні значення енергетичних параметрів для варіанту БЛА з визначеною величиною видовження крила. З рис.2.5 зрозуміло, що збільшення видовження крила позитивно відобразиться на енергетичних вимогах літального апарата. При видовженні крила менше 10 одиниць отримати ефективний літальний апарат на сонячній енергії стає проблематично. Реалізувати видовження більше 20 одиниць проблематично з технологічної точки зору та зі сторони забезпечення жорсткості/міцності конструкції, хоча в будь якому випадку варто обирати максимально можливе значення даного параметру. Як відомо, згинаючий момент прямо пропорційний до

розмаху крила  $M_{зз.} = f(l)$ , в свою чергу  $l = \sqrt{\lambda S_{кр.}}$ . Тому забезпечення жорсткості при збільшенні видовження неминуче призводить до росту маси крила.

#### 2.4. Сонячне випромінювання. Розрахунок згенерованої енергії

Інтенсивність сонячного випромінювання залежить від багатьох змінних, таких як: географічне положення, час, орієнтація в просторі, погодні умови і величина випромінювання відбитого від поверхні землі. Для визначення величини інсольованої енергії використовується двухпараметрична модель, що включає величину максимального випромінювання  $P_{випр.мах.}$  та тривалість польоту  $T_n$  [34].

На прикладі міста Київ на рис.2.6 наведений розподіл сонячного випромінювання за добу. Щоб прийняти до уваги хмарні дні, пропонується ввести коефіцієнт  $\eta_{осв.}$ , що варіюється зі значенням в діапазоні від 1 – чисте небо та 0 – суцільна хмарність та експериментально визначається згідно міжнародної класифікації хмарності[35].

Приток сонячної енергії на квадратний метр за період польоту  $E_n$  визначається як площа під кривою (рис.2.6).

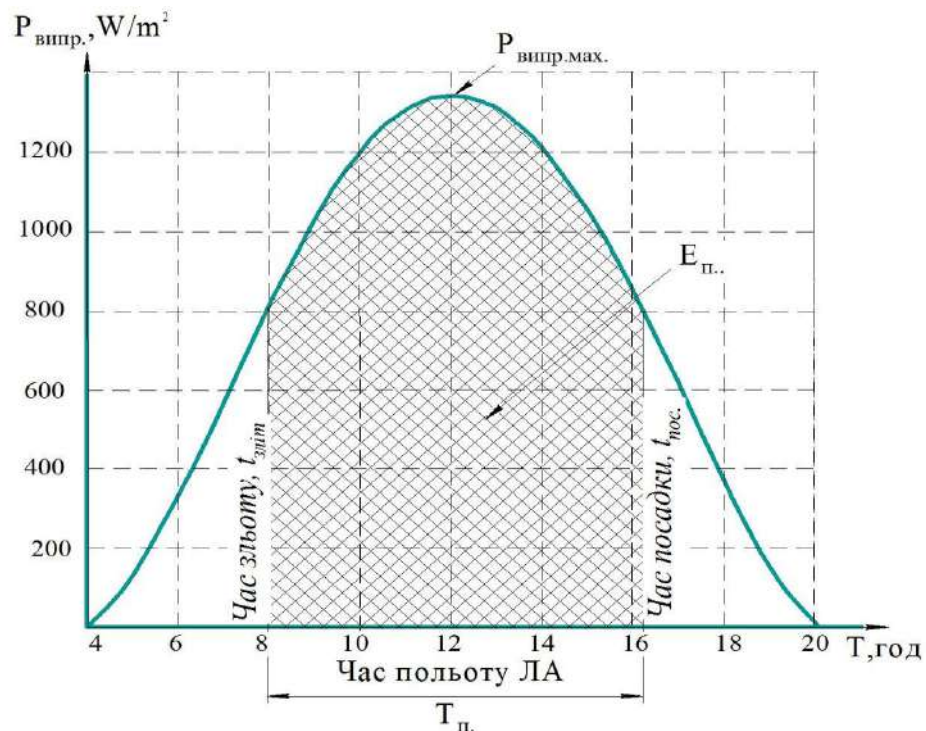


Рис.2.6. Розподіл сонячного випромінювання за світловий день червня для м. Київ

В зимовий період, тривалість дня й інтенсивність випромінювання знижується за рахунок відповідної орієнтації Землі відносно Сонця. Отже влітку простіше забезпечити безперервний політ літака. Що стосується географічного положення, то поблизу екватора інтенсивність випромінювання найвища, на полюсах – найнижча, до того ж, тривалість сонячного дня на екваторі постійна. Отже, загальна кількість отриманої сонячної енергії – максимальна та більш стала протягом року.

Загальна картина розподілу сонячного випромінювання протягом ефективного періоду роботи СЕ для міста Києва представлено на рис.2.7.

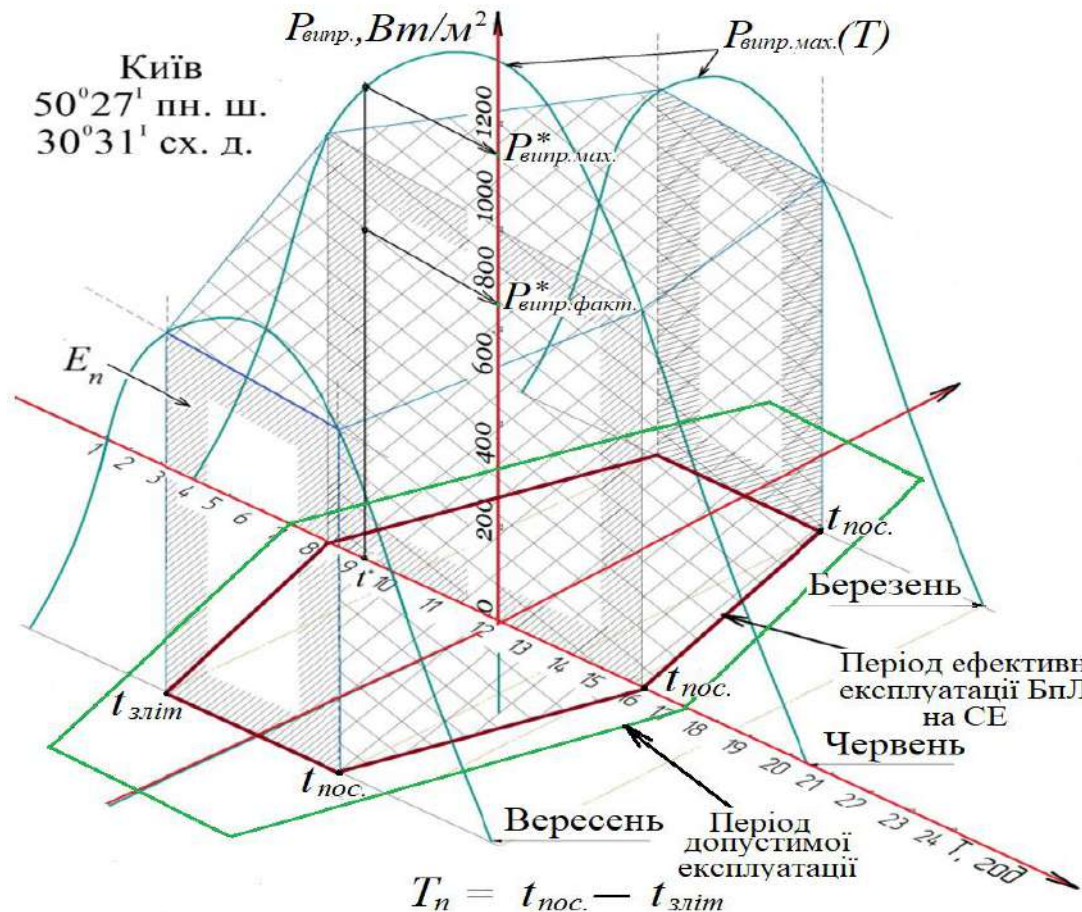


Рис.2.7. Розподіл сонячного випромінювання за світловий день протягом року для м. Київ

Для визначення величини інсольованої енергії за період польоту була використана двухпараметрична модель:

$$E_{n.} = \eta_{осв.} \frac{2P_{випр.мах.} T_{n.}}{\pi} = \eta_{осв.} \int_{t_{зим}}^{t_{нос.}} P_{випр.}(T) dT, \quad (2.18)$$

що включає величину максимального випромінювання  $P_{випр.мах.}$  і тривалість польоту  $T_{n.}$ .

Пропонується врахувати ступінь хмарності та орієнтацію коефіцієнтами, відповідно:  $\eta_{осв.} = P_{випр.факт.} / P_{випр.мах.}$ , де  $P_{випр.факт.}$  – фактичне значення потужності сонячного випромінювання отриманого за допомогою вимірювального приладу,  $P_{випр.мах.}$  – табличне значення максимально-можливої потужності сонячного випромінювання для даної пори року, періоду доби та географічного розташування;  $k(\varphi')$  – коефіцієнт, що враховує відмінність кута падіння променів на сонячну панель від кута падіння на горизонтальну площину. Для прикладу (див.рис.2.7.) – о 9-тій годині ранку в середині червня (точка  $t^*$ )  $P_{випр.мах.}^*$  має становити близько 1100 Вт/м<sup>2</sup> (точка  $A_2^*$ ), проте небо в хмарах і виміряне люксометром  $P_{випр.факт.}^*$  становить 700 Вт/м<sup>2</sup> (точка  $A_1^*$ ), а отже  $\eta_{осв.} = 700/1100 = 0,63$ . Відповідно можливий час польоту становить до 4,5 годин.

Сумарну електричну енергію отриману панелями за час польоту  $E_{п.з.}$  можна визначити шляхом перемноження результату рівняння (2.18) з площею сонячних батарей  $S_{с.п.}$ , їх ефективністю  $\eta_{с.е.}$  і коефіцієнтом корисної дії блоку відслідковування точки максимальної потужності  $\eta_{т.м.п.}$ . Крім того, слід врахувати, що сонячні панелі розміщені не на горизонтальній площині, а на поверхні сформованій верхньою твірною аеродинамічного профілю.

При нерівномірній освітленості затінені ділянки сонячної панелі негативно впливають на продуктивність решти сонячних елементів, обмежуючи робочу силу струму. Дана проблема особливо відчутна під час виконання польоту на сході/заході Сонця та взимку, коли висота сонця низька. Не менш важливим є

орієнтація літака відносно Сонця, геометрія крила та компоновка літака. Схематично описані особливості частково показані на рис.2.8, на прикладі чотирьох сонячних елементів:

- при зльоті/посадці кути падіння на кожен з 4-х сонячних елементів різні, причому  $\varphi_4 > \varphi_3 > \varphi_2 > \varphi_1$ , а отже й отримана енергія на кожному елементі буде різною (найбільша на елементі в кінцевій зоні крила). Якщо ж змінити напрямок зльоту на  $180^\circ$ , то ситуація буде зворотною – ( $\varphi_4 < \varphi_3 < \varphi_2 < \varphi_1$ );

- при виконанні крену кути падіння променів на поверхню сонячних елементів буде зменшуватися, або збільшуватися на величину крену, а потужність сонячного елемента відповідно змінюватися.

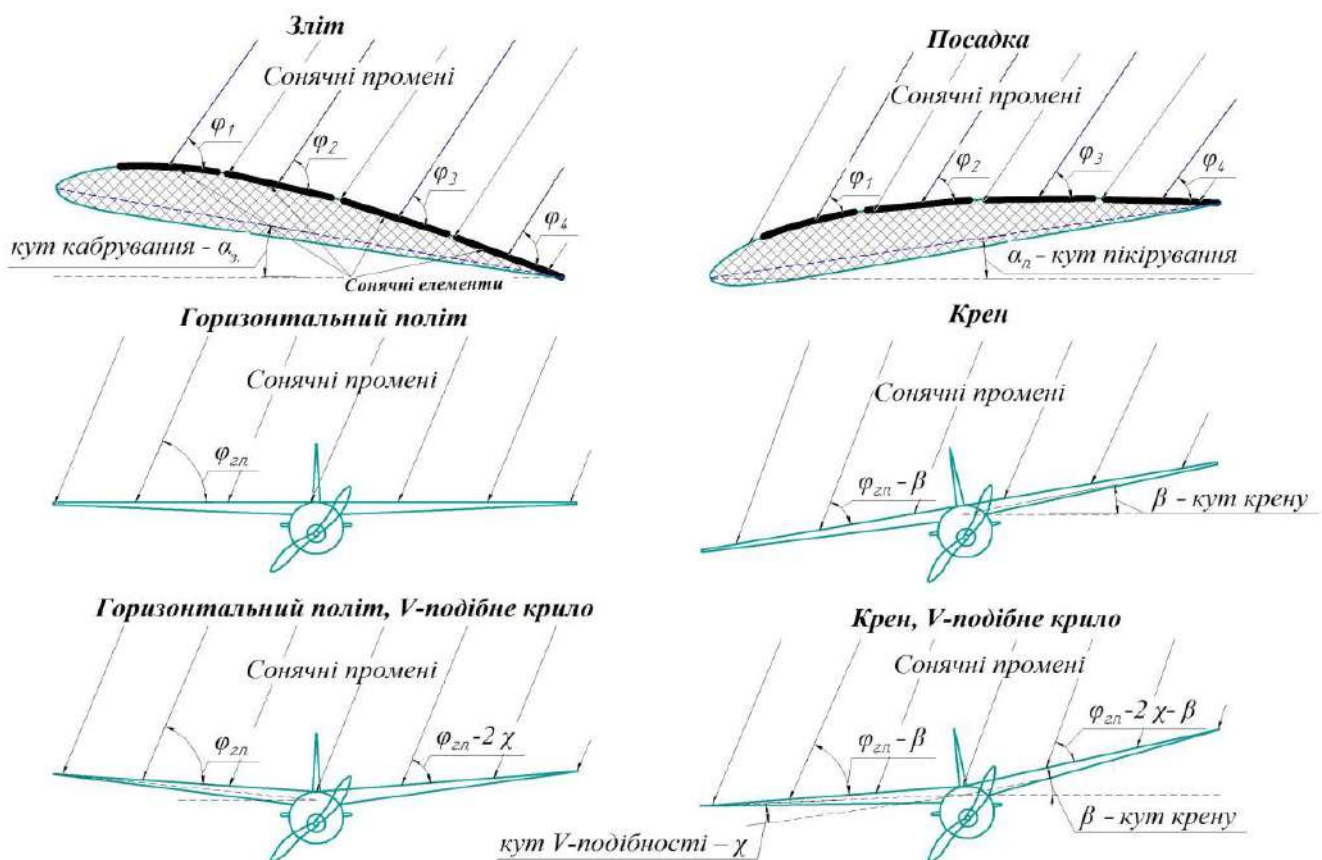


Рис.2.8. Особливості взаємодії сонячних променів з поверхнею крила при різних режимах польоту

При інтеграції сонячної енергоустановки з крилом літака важливо розміщувати елементи, або блоки паралельно з'єднаних елементів, послідовно уздовж крила, так щоб вони мали однакову орієнтацію відносно сонця, та усунути



явище різної освітленості складових елементів сонячної панелі. Наявність V-подібності крила та елементів конструкції, що можуть затінити сонячні елементи, погіршують експлуатаційні параметри сонячної енергоустановки літака та ускладнюють розрахункову модель роботи сонячних панелей. Так, навіть при наявності V-подібності величиною  $1^0$  можна отримати втрати потужності сонячної енергоустановки до 2%. На режимах зльоту/посадки та віражах, враховуючи нестабільність роботи сонячної енергоустановки літака, варто залучати акумулятор в схему забезпечення літака живленням.

Для врахування реальних умов роботи сонячних елементів на поверхні крила, та зміну орієнтації площини крила під час виконання маневрів та віражів, пропонується ввести функціональний коефіцієнт  $k(\varphi')$ , що враховує відмінність кута падіння променів на сонячну панель від кута падіння на горизонтальну площину. В спрощеному виді  $k(\varphi') = \cos(\varphi')$ , де  $\varphi'$  – різниця між кутом падіння променів на сонячну панель та кутом падіння на горизонтальну площину.

Таким чином, електрична енергія отримана протягом польоту можна описати наступною залежністю:

$$E_{n..z.} = \eta_{осв.} \eta_{с.е.} \eta_{т.м.л.} \frac{2P_{випр.мак.} T_n}{\pi} S_{с.п.} k(\varphi') \cdot \quad (2.19)$$

## 2.5. Енергоустановка літака

Сонячний елемент. Теоретичному опису роботи сонячних елементів присвячена велика кількість публікацій. Як правило вони вузькоспеціалізовані, призначені для фахівців вузької спеціалізації та далекі від прикладного характеру. Щоб компенсувати наведений недолік, в роботі проведений комплексний аналіз існуючих математичних моделей сонячних елементів і розроблена математична модель сонячної енергоустановки прикладного характеру (енергоустановка літака) з урахуванням змінних умов експлуатації, як по температурі, так і по ступені освітлення.

Взаємозв'язки та процеси в сонячному елементі. Будова найпростішого сонячного елементу та основний принцип його дії наступні (рис.2.9).

Використовується звичайний напівпровідник – дві пластини, приєднані одна до одної. Вони вироблені з кремнію з додаванням в кожну з них певних домішок, завдяки яким отримуються елементи з потрібними властивостями: перша пластина має надлишок валентних електронів, друга ж, навпаки, їх недолічує. У підсумку, в напівпровіднику є шар негативно заряджений і шар позитивно заряджений, тобто шари «n» і «р».

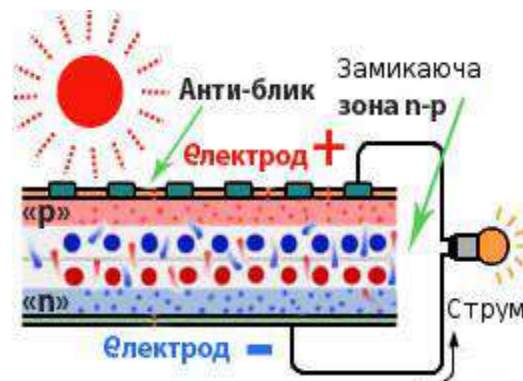


Рис.2.9 Схема роботи сонячного елемента

На самій межі дотику цих пластин є зона замикаючого шару. Цей шар протидіє переходу надлишкових електронів з шару «n» у шар «р», де даних електронів не вистачає (місця з відсутніми електронами називають дірками). Якщо підключити до подібного напівпровідника зовнішнє джерело живлення («+» до «р» і «-» до «n»), то зовнішнє електричне поле змусить електрони подолати замикаючу зону і через провідник потече струм.

Щось подібне відбувається і при дії сонячного випромінювання на сонячний елемент. Коли фотон світла влітає в шари «n» і «р», він передає свою енергію електронам (що знаходяться на зовнішній оболонці атомів), котрі вивільняються, а на їх місці з'являється дірка. Електрони з отриманою енергією вільно долають замикаючий шар напівпровідника і переходять з шару «р» в шар «n», а дірки, навпаки, переходять з шару «n» у шар «р».

Цьому переходу електронів з області «р» в область «n» і дірок з області «n» у область «р», також сприяють електричні поля позитивних зарядів, що знаходиться в зоні «n» провідника і негативних – в зоні «р», які ніби втягують в себе, одні – електрони, інші – дірки. У підсумку, шар «n» набуває додаткового негативного

заряду, а «р» – позитивного. Результатом цього явища буде поява в напівпровіднику різниці потенціалів (напруги) між двома пластинами близької до 0.5 В.

Сила електричного струму, який може генерувати сонячний елемент, змінюється пропорційно кількості захоплених поверхнею фотоелемента фотонів. Цей показник, у свою чергу, також залежить від безлічі додаткових чинників: інтенсивності світлового випромінювання; площі, що має фотоелемент; часу експлуатації; ККД пристрою, що залежить від температури (при її підвищенні, провідність фотоелемента значно падає).

Ось чому потрібно пам'ятати про наступне: сонячні елементи (фотоелементи, батареї) не здатні бути дуже потужними, вони не можуть працювати в безперервному режимі (через природну зміну дня і ночі), для стабілізації основних параметрів – сили струму і напруги – з'являється необхідність у використанні додаткових пристроїв (стабілізатори, акумулятори тощо).

Але як додаткове джерело електроенергії сонячні елементи (батареї) прекрасно можуть використовуватися в тих місцях, де потрібні невеликі потужності і немає можливості підключитися до міської електромагістралі. При поєднанні роботи сонячного елемента та електричного акумулятора, отримується повністю автономна система електропостачання, яку можна використовувати в районах з гарною сонячною освітленістю із потребою в малих електричних потужностях.

На рис.1.10, показаному вище, можна бачити, що верхній шар р-n переходу, який має надлишок електронів, з'єднаний з металевими пластинами, які виконують роль позитивного електрода, пропускаючи світло і додаючи елементу додаткову жорсткість. Нижній шар в конструкції сонячної батареї має нестачу електронів, до нього приклеєна суцільна металева пластина, що виконує функцію негативного електрода.

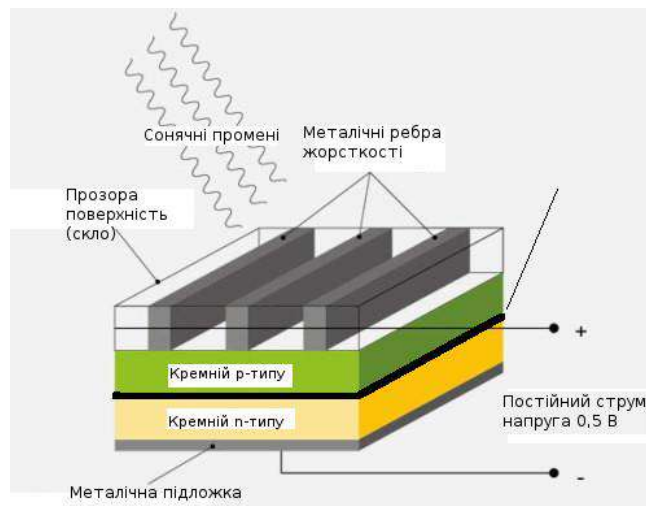


Рис.2.10. Будова сонячного елемента

Найбільш вживаними та такими, що мають найбільший відсоток ККД, продовжують бути сонячні батареї, виготовлені на основі монокристалу або полікристалу кремнію. Причому другі через відносну дешевизну стають дедалі поширенішими. До якого типу конструкції сонячна батарея відноситься можна визначити неозброєним оком. Монокристалічні мають виключно чорно-сірий колір, а моделі на основі полікристалу кремнію виділяє синя поверхня. Полікристалічні сонячні батареї, що виготовляються методом лиття, виявилися дешевшими у виробництві. Проте і в полікристалічних, і в монокристалічних пластин є один недолік – конструкції сонячних батарей на їх основі не мають гнучкості, яка в деяких випадках не завадить.

В сонячних елементах (СЕ) відбувається взаємодія світла з кристалами напівпровідника, під час якого фотони звільняють в кристалах електрони – носії електричного заряду. Спеціально створені в об'ємі кристалу зони з сильним полем ( $p-n$  переходи) вловлюють електрони та розділяють їх таким чином, що в зовнішньому колі виникає струм, і до споживача поступає електроенергія.

Теоретична модель СЕ виводиться з рівнянь фізики твердого тіла. Цей вивід досить складний і приводить до моделей, які представляють інтерес в основному тільки для дослідника, працюючого безпосередньо в області СЕ. Однак для фахівців які безпосередньо використовують СЕ інтерес представляє принцип

роботи СЕ. На рисунку 2.11. зображена еквівалентна схема заміщення плоского СЕ з горизонтальним  $p-n$  переходом.

Вольт-амперна характеристика (ВАХ) СЕ має вид:

$$I_{CE} = I_{\Phi} - I_{зв} \left\{ \exp \left[ \frac{e(U_{CE} + I_{CE}R_n)}{AkT} \right] - 1 \right\} - \frac{U_{CE} + I_{CE}R_n}{R_{ш}}, \quad (2.20)$$

де  $A$  – поправочний коефіцієнт, приймаючий значення від 1 до 5;  $e$  – заряд електрона;  $k$  – стала Больцмана;  $T$  – температура елемента (К);  $R_n$  – послідовний опір (Ом);  $R_{ш}$  – опір шунтів СЕ (Ом);  $U_{\delta}$ ,  $I_{\delta}$  – напруга (В) та струм (А) протікаючий через діод  $D$ , моделюючий  $p-n$  перехід;  $I_{\Phi}$  – струм викликаний дією на кристал фотонів, що протікає через  $p-n$  перехід (А).  $I_{зв}$  – зворотній струм насичення  $p-n$  переходу (А);  $I_{CE}$ ,  $U_{CE}$  – вихідні струм (А) та напруга (В) СЕ.

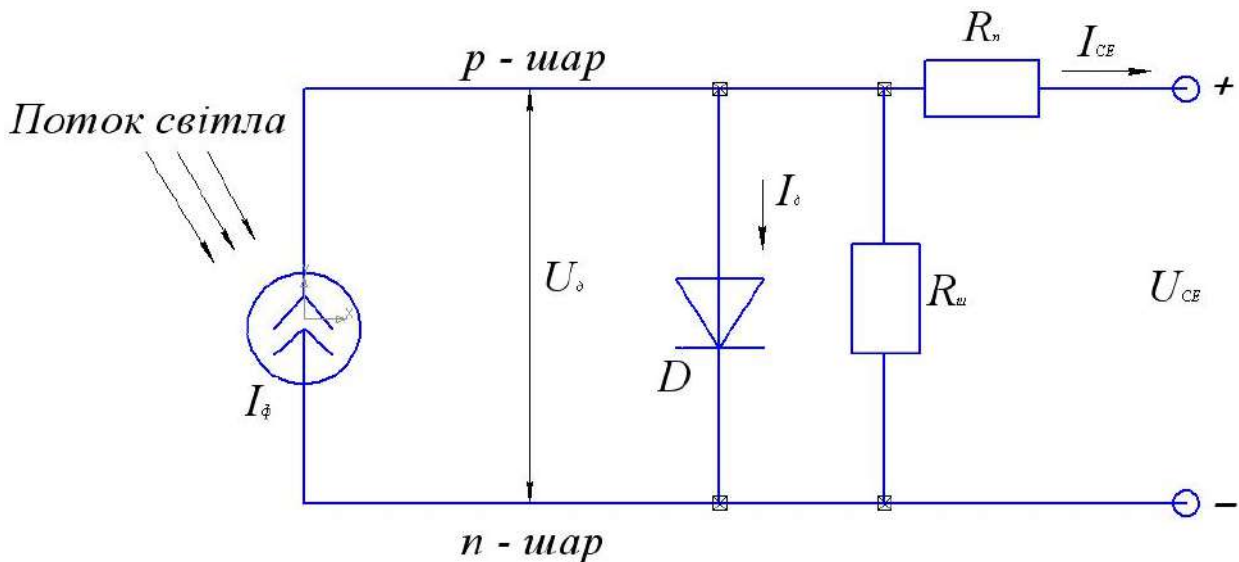


Рис.2.11. Еквівалентна схема сонячного елемента

Введемо наступні позначення параметрів сонячного елемента: струм, напруга, потужність, відповідно  $I$ ,  $U$ ,  $P$ , а параметри сонячної батареї з індексом СБ. Прийняв  $k_0 = e/(AkT)$ , можна записати рівняння 2.20. в скороченому виді:

$$I = I_{\Phi} - I_{зв} \left\{ \exp[k_0(U + IR_n)] - 1 \right\} - \frac{U + IR_n}{R_{ш}}, \quad (2.21)$$

Сума  $U + IR_n$  представляє собою діодну напругу  $U_d$  на СЕ. Величина даної напруги більша ніж вихідна напруга  $U$ , за умови коли СЕ віддає енергію

зовнішньому навантаженню. Відповідно до схеми зображеної на рис.5.3.  $U_d = U + IR_{\Pi}$ .

ВАХ неосвітленого СЕ описується рівнянням:

$$I_{CE} = I_{зв} \{ \exp[k_0(U + IR_{\Pi})] - 1 \} - \frac{U + IR_{\Pi}}{R_{ш}}, \quad (2.22)$$

яке, як правило, використовується під час визначення опорів  $R_{\Pi}$  та  $R_{ш}$ .

Вид ВАХ СЕ показаний на рис 2.12. Точки перетину її з осями координат відповідає крайнім режимам роботи СЕ – холостого ходу та короткого замикання. На ВАХ СЕ існує точка, де вихідна потужність СЕ досягає свого максимального значення. Це оптимальна робоча точка в якій виконуються умови:  $P_{\max} = P_{\text{опт}} = U_{\max} I_{\max}$

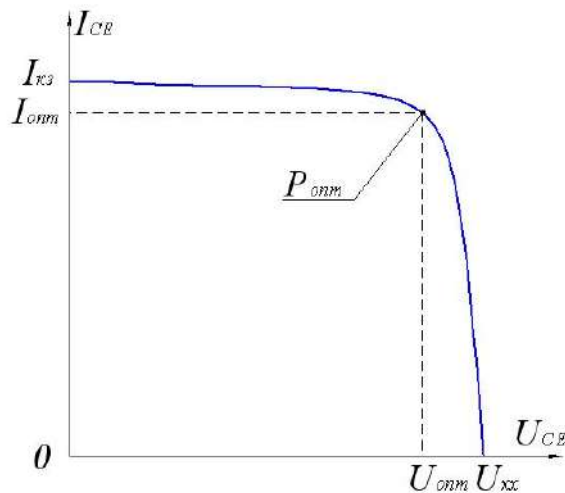


Рис.2.12. Вольт-амперна характеристика сонячного елемента

Для ідеального сонячного елемента  $R_{ш}$  значно перевищує  $R_{\Pi}$ , тому можна записати рівняння його ВАХ в виді (2.23):

$$I = I_{\phi} - I_{зв} \{ \exp[eU/kT] - 1 \}. \quad (2.23)$$

Описані вище сукупності взаємозв'язків сонячного елемента визначається його вольт-амперною характеристикою та дозволяє створити розрахункові схеми заміщення для розробки математичної моделі.

Математична модель сонячного елемента (рис.2.11) широко використовуються під час аналізу характеристик сонячних елементів та сонячних

батареї. Проте, характеристики, отримані на основі даної моделі мають незначні, проте небажані відхилення від реальних. Одна з причин даних відхилень – складність точного вимірювання послідовного опору елементу. Слід відмітити також, що доки не існує жодної моделі, яка точно описує всі існуючі сонячні елементи в широких діапазонах зміни температури та інтенсивності освітлення.

Всі сучасні аналітичні вирази для ВАХ сонячного елементу виведені на основі моделі (рис.2.11). Рівняння математичної моделі змінюється таким чином, щоб можна було отримати можливість розрахунку для кожного конкретного випадку коефіцієнту  $A$ , використовуючи експериментальні значення.

Представимо рівняння 2.21 в виді системи рівнянь:

$$\begin{cases} u = r_{ш} \left( i_{\phi} - i - i_{зв.} (e^{\alpha(u+r_n i)} - 1) \right); \\ i = i_{\phi} - \frac{u}{r_{ш}} - i_{зв.} (e^{\alpha(u+r_n i)} - 1), \end{cases} \quad (2.24)$$

$$\text{де, } u = U/U_{x.x.}; i = I/I_{кз.}; i_{зв.} = I_{зв.}/I_{кз.}; i_{\phi} = I_{\phi.}/I_{кз.}; r_{ш} = \frac{R_{ш}I_{кз.}}{U_{x.x.}}; r_n = \frac{R_n I_{кз.}}{U_{x.x.}};$$

$\alpha = k_0 U_{x.x.}$ ;  $u$  – відносна напруга;  $r_{ш}$  – відносний шунтуючий опір;  $i_{\phi}$  – відносний фотонний струм;  $i$  – відносний струм;  $i_{зв.}$  – відносний зворотній струм;  $\alpha$  – поправочний коефіцієнт;  $r_n$  – відносний послідовний опір;  $U$  – напруга;  $U_{x.x.}$  – напруга холостого ходу;  $I$  – сила струму;  $I_{кз.}$  – сила струму короткого замикання;  $I_{\phi.}$  – сила фотонного струму;  $R_{ш}$  – шунтуючий опір;  $R_n$  – послідовний опір;  $k_0$  – стала Больцмана.

Оскільки  $i=0$  при  $u=1$  та  $u=0$  при  $i=1$ , то система рівнянь 2.24 перетворюється в систему виду:

$$\begin{cases} 1 = r_{ш} (i_{\phi} + i_{зв.} - i_{зв.} e^{\alpha}); \\ 1 = i_{\phi} + i_{зв.} - i_{зв.} e^{\alpha r_n}. \end{cases}$$

В результаті останнього перетворення достатньо обрати тільки три незалежних параметри  $r_{ш}, r_n, \alpha$ , а величини  $i_{\phi}$  та  $i_{зв.}$  визначити з рівнянь:

$$\begin{cases} i_{зв.} = ((r_{ш} - 1)/r_{ш})(e^{\alpha} - e^{\alpha r_n})^{-1}; \\ i_{\phi} = 1 + i_{зв.}(e^{\alpha r_n} - 1). \end{cases} \quad (2.25)$$

Таким чином, знаючи значення трьох параметрів  $r_{ш}, r_n, \alpha$  та виміряв значення  $I_{кз}, U_{х.х.}$  можна вивести повну математичну модель основу на системі 2.24. Всі розглянуті параметри є функціями температури та визначаються на основі експериментальних даних.

Математична модель сонячного елемента при зміні ступеня освітлення температури та просторової орієнтації ЛА. ВАХ сонячного елемента за певних стандартних умовах, тобто при сталому рівні освітлення  $S_0$  та температури  $T_{н.у.}$ , можуть бути описані по спрощеній формулі:

$$I = I_{\phi} - aU^b,$$

де  $a, b$  – коефіцієнти апроксимації.

Послідовний опір  $R$  входить у вищенаведену характеристику в неявній формі, що однозначно викликає зміну напруги при зміні ступеня освітлення  $S$ .

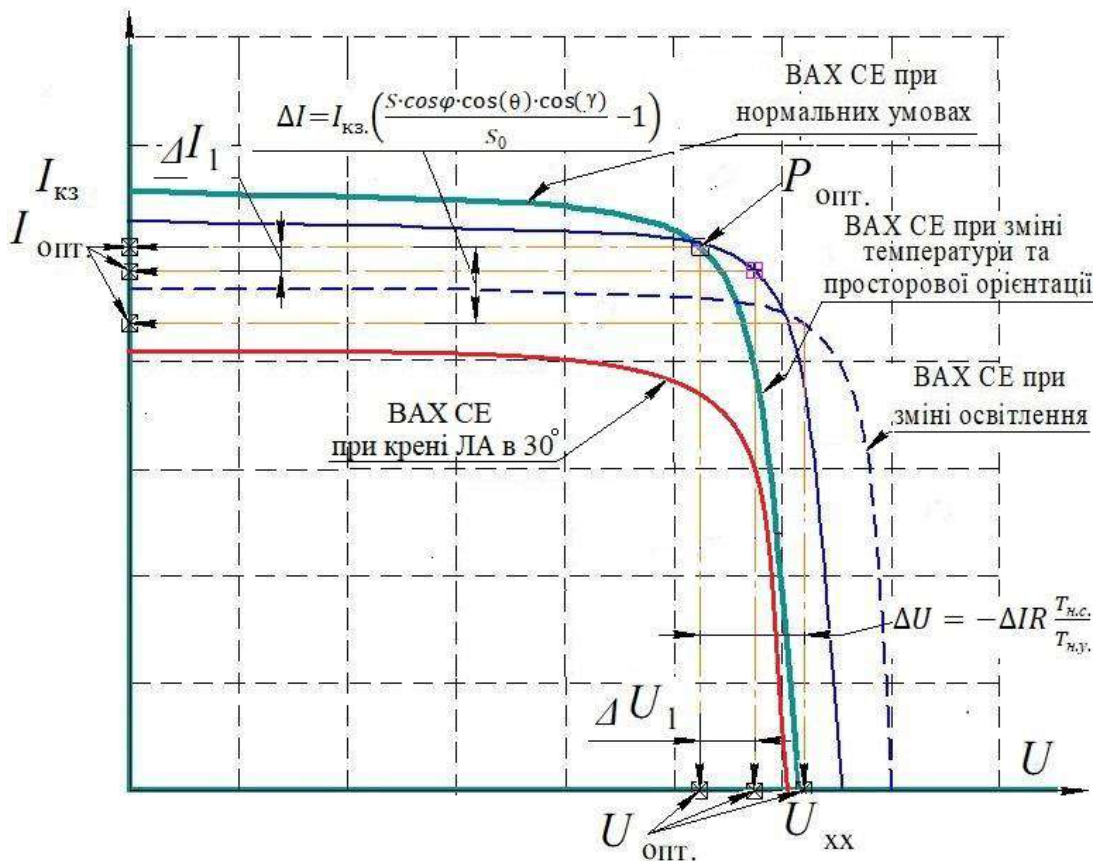


Рис.2.13. Вольт-амперна характеристика сонячного елемента при зміні освітлення, температури та орієнтації



Експериментально встановлено, що при відхиленні ступеня освітлення форма кривої ВАХ майже не міняється і відбувається тільки паралельне зміщення характеристики по осям струму та напруги на  $\Delta I_1$  та  $\Delta U_1$  (рис.2.13):

$$\begin{cases} \Delta I_1 = (S/S_0 - 1)I_{кз.}; \\ \Delta U_1 = -\Delta I_1 R, \end{cases} \quad (2.26)$$

де  $S_0, S$  – освітлення, при якому проводилися дослідження (до зміни освітлення) та поточна освітленість, відповідно;  $I_{кз.}$  – сила струму короткого замикання сонячного елемента при  $S_0$ .

При зменшенні освітлення ( $S_0 > S$ )  $\Delta I_1 < 0$ , а  $\Delta U_1 > 0$ . Це призведе до зменшення струму  $I_{кз.}$ , а також до невеликого здвигу характеристик по осі напруги в сторону більших значень (див.рис.2.13).

Зі зміною освітлення параметри сонячного елемента змінюються наступним чином:

$$\begin{cases} I_{кз.П} = I_{кз.} + \Delta I; I_{опт.П} = I_{опт.} + \Delta I; \\ U_{кз.П} = U_{кз.} + \Delta U; U_{опт.П} = U_{опт.} + \Delta U, \end{cases} \quad (2.27)$$

де  $I_{кз.П.}$  – повна сила струму короткого замикання;  $I_{кз.}$  – сила струму короткого замикання;  $I_{опт.П.}$  – повна оптимальна сила струму;  $I_{опт.}$  – оптимальна сила струму;  $U_{кз.П.}$  – повна напруга короткого замикання;  $U_{кз.}$  – напруга короткого замикання;  $U_{опт.П.}$  – повна оптимальна напруга;  $U_{опт.}$  – оптимальна напруга.

Вплив температури навколишнього середовища на характеристики сонячного елемента визначаються на основі (2.26) за наступною залежністю:

$$\Delta U = -\Delta I R \frac{T_{н.с.}}{T_{н.у.}}, \quad (2.28)$$

де  $T_{н.с.}$  – температура навколишнього середовища;  $T_{н.у.}$  – 273К.

В зв'язку з тим що сонячний елемент який розміщується на крилі літака матиме певний кут  $\varphi$  між площиною панелі та горизонтом, що відмінний від нуля та на ступінь його освітлення буде впливати кути, які закладатиме апарат на віражах. Тому степінь освітлення, а отже й потужність сонячного елемента буде змінюватись по закону:

$$\Delta I = I_{кз.} \left( \frac{S \cdot \cos \varphi \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\gamma)}{S_0} - 1 \right), \quad (2.29)$$

де  $\varphi$  – кут між площиною СЕ та площиною ОХZ літака;  $\theta, \gamma$  – кути тангажу, крену, відповідно. Для прикладу наведемо характер зміни потужності СЕ під час зміни кута крену/тангажу (рис.2.13.).

Математична модель сонячної енергоустановки літака. Сонячна енергоустановка являється сукупністю з'єднаних паралельно та послідовно сонячних елементів. Паралельне з'єднання СЕ створює «групу» чи «блок», а послідовне з'єднання СЕ в групу, безпосередньо електрично пов'язану з шинами батареї, складають «ланцюг». Вихідним струмом енергоустановки визначається числом елементів, з'єднаних паралельно, а вихідна напруга – числом елементів, з'єднаних послідовно. Потужність енергоустановки складається з вихідних потужностей окремих СЕ.

Введемо наступні позначення:  $s, p$  – число послідовно та паралельно з'єднаних елементів відповідно;  $n_E$  – загальне число СЕ в енергоустановці;  $S_{CE}, S_{ФП}$  – площа СЕ та площа фотогенеруючої поверхні, відповідно;  $I_E, U_E$  – вихідні струм та напруга енергоустановки. Припустимо, що характеристики СЕ ідентичні, тому маємо наступні співвідношення :

$$U_E = sU; I_E = pI; P_E = U_E I_E; P = UI; n_E = sp; P_E = n_E P; S_E = n_E S_{CE}.$$

Слід врахувати, що повна потужність енергоустановки буде більшою в зв'язку з необхідністю розміщувати провідники та інші конструктивні елементи.

Виходячи з вищенаведеного ВАХ групи, що складається з  $p$  однакових паралельно з'єднаних елементів, можна записати в виді :

$$I_p(U_p) = p(kI_{кз} - a(U - \Delta U)^b);$$

$$\Delta U = (1 - k)I_{кз} R_p, \quad (2.30)$$

де:  $I_p$  – сила струму при паралельному з'єднанню елементів;  $U_p$  – напруга при паралельному з'єднанню елементів;  $p$  – кількість СЕ;  $k$  – стала Больцмана;  $R_p$  – опір при паралельному підключенні;  $a, b$  – коефіцієнти апроксимації.

ВАХ ланцюга послідовно з'єднаних  $s$  груп отримується при рішенні рівнянь 2.31 відносно  $U$  та наступним додаванням при постійному значенні  $I_p$ :

$$I_s(U_s) = p(kI_{кз.} - \frac{a}{s^b}(U - \Delta U)^b); \quad (2.31)$$

$$U_s = sU; \Delta U = (1 - k)I_{кз.} sR_s,$$

де:  $I_s$  – сила струму при паралельному з'єднанню елементів;  $U_s$  – напруга при паралельному з'єднанню елементів;  $s$  – кількість СЕ;  $k$  – стала Больцмана;  $R_s$  – опір при паралельному підключенні;  $a, b$  – коефіцієнти апроксимації.

Часткове затінення паралельно з'єднаних елементів. Математична модель сонячної енергоустановки з блокуючими діодами. При частковому затіненні одного чи групи елементів зниження вихідної потужності відбувається внаслідок зниження надходячої в елемент світлової енергії та збільшення внутрішніх витрат енергії в неосвітленій частині елемента. Якщо ККД будь-якої активної ділянки СЕ має одне і теж значення, то струм короткого замикання буде пропорційний площі незатіненої (освітленої) ділянки незалежно від форми та розміщення тіні. Якщо загальну активну площу елемента позначити  $A_a$ , і її освітлену частину –  $A_{осв.}$ , то вихідний струм короткого замикання частково затіненого елемента буде  $rI_{кз.}$ , де  $r = A_{осв.} / A_a$ . Отже часткове затінення СЕ так само впливає на струм короткого замикання, як і зниження інтенсивності сонячного випромінювання, що падає на незатінений елемент.

У випадку коли елементи з'єднані послідовно, вихідна напруга ланцюжка дорівнює сумі напруг кожного елемента при однакових значеннях струму. Очевидно, що наявність елемента, який має меншу вихідну потужність, тобто частково затіненого елемента, обмежує вихідну потужність повністю освітленого елемента. Ці обмеження залежать, очевидно, від зворотної характеристики елемента з меншою вихідною потужністю. Однак дане обмеження вихідного струму можна зменшити, тобто вихідний струм ланцюжка в даному випадку збільшиться, якщо використовувати елементи з малою напругою пробою. Це призвело до застосування шунтуючих діодів (ШД), які підключаються паралельно затіненим елементам і групам. За допомогою таких діодів, шунтуючих затінені групи, штучно отримують дуже низькі напруги пробою. Діоди підключають так, щоб вони пропускали струм в прямому напрямі при додаванні до групи зворотної

напруги зсуву. Група потрапляє під зворотню напругу зсуву в тому випадку, коли струм, що проводиться іншою частиною ланцюжка (в якій знаходиться група) створює на ній падіння напруги більше, ніж напругу, що виробляється даною групою.

При підключенні ланцюжка до шини, через блокуючі діоди (БД), знайдемо рівняння енергоустановки, якщо підсумуємо струми всіх ланцюжків при постійних значеннях напруги з урахуванням напруги на БД. Якщо енергоустановка з'єднана з регулятором потужності або з декількома ланцюжками, що виробляють енергію та мають вихідну напругу  $U_E$ , то напруга ланцюжка рівна:

$$U_s = U_{C.E} + U_{Б.Д.}; I_s = I_{Б.Д.}, \quad (2.32)$$

$U_{Б.Д.}$  – падіння напруги на блокуючих діодах;  $I_{Б.Д.}$  – струм діода.

Блокуючі діоди можна розглядати як послідовно підключені елементи, що описуються в загальному вигляді наступним рівнянням:

$$I_{Б.Д.} = I_{Б.Д.н} \left( e^{(k_0(U_{Б.Д.} - I_{Б.Д.} R_{Б.Д.н}))} - 1 \right), \quad (2.33)$$

де:  $I_{Б.Д.}$  – сила струму блокуючих діодів;  $I_{Б.Д.н.}$  – сила струму насичення блокуючих діодів;  $k_0$  – стала Больцмана;  $R_{Б.Д.н}$  – опір діоду.

Однак, часто при аналізі енергоустановки з достатньою для практичних цілей точністю, рівняння БД можна записати у вигляді наближеного рівняння:

$$U_{Б.Д.} = U_{Б.Д.н} - I_{Б.Д.} R_{Б.Д.н},$$

де:  $U_{Б.Д.н}$  – напруга пробою діода.

Для ефективної роботи сонячних панелей необхідно мати в системі інвертор з функцією відслідковування точки максимальної потужності  $P_{\text{опт.}}$ . Відповідно вищеописані математичні залежності являються базою для його проектування.

Алгоритм розрахунку робочих характеристик сонячної енергоустановки літака. Основною електричною характеристикою енергоустановки є максимальна вихідна потужність (ця потужність відрізняється від дійсної вихідної потужності, що залежить від навантаження) при даних конкретних умовах роботи та впливі

довкілля. Аналіз роботи батареї або розрахунок вихідних параметрів СБ складається з:

- опису електричних параметрів СЕ ( $U, I, P$ );
- розрахунку факторів навколишнього середовища (освітленості, температури);
- розрахунку факторів пов'язаних зі специфікою використання енергоустановки на літаку
- обчислення максимальної вихідної потужності СБ

Детальний теоретичний розрахунок робочих характеристик енергоустановки складається зі збору вихідних даних, проведення аналізу вихідних параметрів сонячної енергоустановки. На рис. 2.14 запропонований алгоритм розрахунку робочих характеристик енергоустановки літака.

#### Алгоритм розрахунку робочих характеристик сонячної енергоустановки літака



Рис.2.14. Алгоритм розрахунку робочих характеристик сонячної енергоустановки літака

Слід зауважити, що обов'язковою умовою забезпечення ефективної роботи сонячних панелей є наявність в системі інвертора з функцією відслідковування точки максимальної потужності  $W_{c.n.} = nP_{\text{опт.}} = nU_{\text{опт.}}I_{\text{опт.}}$ , де  $n$  – кількість сонячних елементів, ефективність роботи якого  $\eta_{m.m.}$ . Вищеописані математичні залежності являються базою для його проектування.

## 2.6. Масові характеристики БЛА на СЕ

Злітна маса літака  $m_0 = m_{\text{нл.}} + m_{\text{const}} + m_{\text{с.н.}} + m_{\text{ак}} + m_{\text{с.у.}}$  є одним з критеріїв оцінки ступеня досконалості ЛА.

Незважаючи на розмір літака, його форми та призначення існують елементи з сталою масою  $m_{\text{const}}$ . До таких елементів відносяться:

- корисне навантаження  $m_{\text{к.н.}}$ , яке визначається на початковому етапі проектування та залежить від призначення літального апарату, специфіки типових завдань та економічних складових;

- система керування (автопілот, прилади навігації, зв'язок, вимірювальні прилади та інші)  $m_{\text{ск.}}$ , дані компоненти також обираються на початковому етапі створення літального апарату відповідно до вимог замовника.

Отже маємо:

$$m_{\text{const}} = m_{\text{к.н.}} + m_{\text{ск.}} \quad (2.34)$$

Маса конструкції літака складається з суми мас великої кількості взаємопов'язаних елементів, що обумовлює складність аналітичної моделі. Існує декілька підходів до формування аналітичної моделі маси конструкції літака.

Перший підхід [36] полягає у розрахунку окремо маси всіх елементів конструкції (2.35) (лонжерона, нервюру, обшивки, шпангоутів, поверхонь керування, фюзеляжу, оперення, і т.д.) як функцій від загальної маси пропорційних площі крила. Метод досить докладний і точний оскільки спирається на досвід попередників та перевірені рішення, але застосовується лише для літаків масою 500-1500 кг:

$$m_{\text{нл.}} = \sum_i m_i, i = 1 \dots k \quad (2.35)$$

Другий підхід [37] базується на статистичних даних для планерів. Весь планер масою  $m_{пл.}$  оцінюється в параметричній формі, залежність включає в себе розмах крила  $l$ , площу крила  $S$ , кількість хвостових балок  $n$ , константи  $A, B$

$$m_{пл.} = A(n \cdot S \cdot l^3)^B. \quad (2.36)$$

Третій підхід базується на значеннях навантаження на крило. Так в дослідженнях [38] для визначення маси планеру літального апарату, на сонячній енергії було запропоновано наступну залежність:

$$m_{пл.} = \left( \frac{A_1}{\lambda} + A_2 \right) S, \quad (2.37)$$

де  $A_1 = 0.103 \text{ кг} / \text{м}^2$ ,  $A_2 = 1.157 \text{ кг} / \text{м}^2$  – проектні коефіцієнти.

Для оптимального прогнозування маси конструкції планера варто використовувати синтезовану модель основану на вищенаведених підходах, тобто, на основі існуючих характеристик прототипів та досвіду проводити оцінку можливої маси кожного з елементів конструкції, із забезпеченням проектних значень навантаження на крило. Навантаження на крило є загальним параметром для оцінки маси конструкції та обмежується технологічними можливостями, швидкістю польоту, корисним навантаженням. В загальному виді функція для прогнозування маси планеру має вид:

$$m_{пл.} = \sum_{i=1}^k f(m_i) \leq [p^*], i = 1..k, \quad (2.38)$$

де  $p^*$  – проектне значення навантаження на крило;  $k$  – кількість елементів планеру.

При визначенні маси сонячних панелей потрібно перш за все виходити з умови врівноваження сумарної енергії, згенерованої протягом польоту, до сумарної електричної енергії, споживаної на етапі горизонтального польоту та складової сонячної енергії в забезпеченні живлення на етапах зльоту, посадки, віражах. Використовуючи залежності (2.6) і (2.19), отримаємо рівняння для визначення необхідної площі сонячних панелей:

$$S_{c.n.} = 2\pi k' \frac{N_{c.n.} \cdot [T_{c.n.} + k_{зл.}(\theta) \frac{T_{зл.}}{\eta_-} + k_{н.в.}(\gamma) \frac{\sum_{i=1}^n T_{н.в.i}}{\eta_-} + k_1(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{м.1}}{\eta_- \eta_+} + \dots + k_j(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{м.j}}{\eta_- \eta_+}]}{k(\varphi) \eta_{осв.} \eta_{с.е.} \eta_{т.м.н.} P_{випр.макс.} T_n}. \quad (2.39)$$

Площі сонячних елементів мають бути достатніми для виконання енергетичної рівноваги літака:

$$E_з = E_н = k'E_{н.з.} = E_{н.з.} + E_{ак.}, \quad (2.40)$$

де  $E_{ак.}$  – енергія зосереджена в акумуляторі;  $k'=0\dots 1$  – коефіцієнт, що враховує ступінь участі сонячної енергії в забезпеченні енергією літального апарату. Так при  $k'=1$  для виконання польоту використовується виключно енергія сонця. Якщо ж наприклад, на режимах зльоту/посадки та віражах буде використовуватися енергія акумулятора та вклад енергії акумулятора буде становити одну десяту від загальної спожитої за політ, то отримаємо  $k'=0.9$ .

Маючи необхідну площу сонячних панелей  $S_{c.n.}$  і розділивши її на площу одного типового сонячного елемента  $S_{c.e.}$ , отримаємо кількість сонячних елементів з яких буде змонтовано сонячну панель літака. Крім маси сонячного елемента  $\bar{m}_{с.е.} \approx 250 \text{ гр/м}^2$ , потрібно врахувати масу захисного ламінуючого покриття  $m_{лам.} = [1,8\dots 2,2]m_{с.е.}$  нанесеного на кожен елемент та масу провідників  $m_{пров.} = [1,1\dots 1,2]m_{с.е.}$  використаних для монтажу. В результаті, маємо:

$$m_{c.n.} = \frac{S_{c.n.}}{S_{c.e.}} (m_{с.е.} + m_{лам.} + m_{пров.}) = \frac{S_{c.n.}}{S_{c.e.}} [3,9\dots 4,4] m_{с.е.}. \quad (2.41)$$

Для ефективної роботи сонячних панелей необхідно мати в системі інвертор з функцією відслідковування точки максимальної потужності. Існують промислові рішення для контролю за роботою сонячних панелей, проте вони використовуються, головним чином, для стаціонарного застосування та не оптимізовані по параметру маси. Отже, виготовлення блоку слідкування за точкою максимальної потужності для сонячних панелей літака є проектною задачею. Масу такого блока можна представити в виді залежності маси від максимальної



потужності сонячних панелей  $P_{c.n.max.}$ , які в свою чергу залежать від випромінювання, площі та ефективності сонячних елементів (2.42):

$$m_{m.n.} = \frac{1}{k_{m.n.}} P_{c.n.max.} = \frac{1}{k_{m.n.}} \eta_{осв.} \eta_{с.е.} \eta_{m.n.} P_{випр.max.} S_{c.n.}, \quad (2.42)$$

де  $k_{m.n.} [Вт/кг]$  – коефіцієнт, що характеризує масову ефективність блоку слідування за точкою максимальної потужності.

Для прогнозування маси промислових комплектуючих пропонується ввести наступні коефіцієнти масової ефективності: для двигуна –  $k_{двиг.} [Вт/кг]$ , для акумулятора –  $k_{ак.} [Вт \cdot год/кг]$ , для електронного контролера –  $k_{e.к.д.} [Вт/кг]$ . Значення наведених коефіцієнтів визначимо на основі аналізу актуальної статистичної інформації (рис.2.15.)

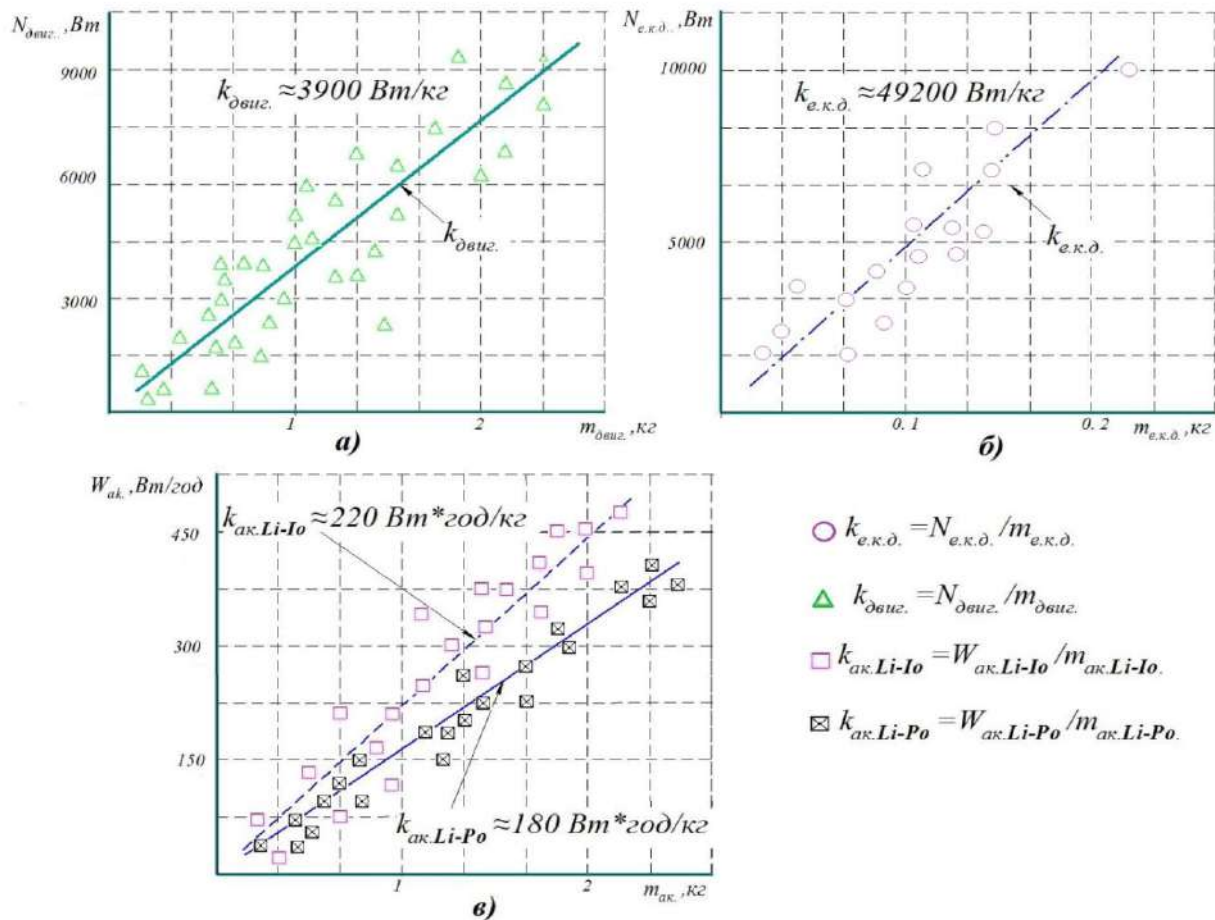


Рис.2.15. Масові характеристики існуючих промислових комплектуючих, відповідно: а) – безколекторних двигунів; б) – електронних контролерів; в) – Li-Io та Li-Po акумуляторів

При визначенні характеристик масової досконалості були проаналізовані наступні бренди [39-41]:

- для двигунів – EMAX, T-MOTOR, MultiStar Viking, NTM, Scorpion, Hoffman Magnetics, KEDA, TURNIGY Motors, Walkera та інші;

- для електронних контролерів – Castle, Dynam, Turnigy, HobbyKing, Favourite, ZTWSpider, EMAX, HobbyWing, Tower pro та інші;

- для акумуляторів – TATTU, Giant Power, Dinogy, Sanyo, Gens Ace, Panasonic, Turnigy, ZIPPY, Basher, Multistar, SAMSUNG, KEEPOWER, EEMB та інші.

Маса акумулятора напряму залежить від енергії, яку він може віддати споживачу. Загальна ємність акумулятора визначатися як:  $E_{ак.} [A \cdot год] = I [A] \cdot T [год]$ .

Енергія акумулятора рівна:  $W_{ак.} [Вт \cdot год] = E_{ак.} [A \cdot год] \cdot U [В]$ . Розділивши енергію акумулятора на його масу можна отримати узагальнений масово-енергетичний параметр досконалості пристрою  $k_{ак.}$  (рис.2.15, в).

Визначати фактичну проектну масу акумулятора для літака на сонячній енергії, пропонується двома способами:

- якщо відома кількісна участь акумулятора в роботі літального апарату (відомий дефіцит сонячної енергії), тоді:

$$m_{ак.} = (1 - k') \frac{1}{k_{ак.}} E_з. \quad (2.43)$$

- якщо ж необхідно виходити з етапів польоту на яких буде використовуватися акумулятор в тандемі з сонячними панелями, то маємо:

$$m_{ак.} = \frac{1}{k_{ак.}} N_{з.п.} \cdot D, \quad (2.44)$$

де  $k_{ак.} = \frac{m_{ак.}}{E_{ак.}}$  – узагальнений масово-енергетичний параметр досконалості

пристрою,  $D = \sum_{i=1}^m [k_i(\theta, \gamma) - k_i(\varphi')] \frac{T_{н.з.п.}}{\eta_+ \eta_-}$  – дефіцит сонячної енергії на режимах

відмінних від горизонтального польоту. Величина  $D$  частково може бути

компенсована додаванням додаткової площі сонячних панелей, але акумулятор в системі має залишатися для забезпечення необхідної потужності двигуна на режимі зльоту (короткочасна потреба в потужності яка в рази перевищує потужність сонячної енергоустановки) та в інших нештатних режимах.

Силу установку варто розділити на блоки: двигун, гвинт, електронний контролер. Кожен з блоків має власні характеристики ефективності та масові залежності. З метою об'єднання елементів силової установки в єдине ціле, проведемо аналіз характеристик та визначимо узагальнений параметр відношення потужності до маси (масова ефективність) для кожного елемента.

Існує велика кількість спеціалізованих двигунів з високою масовою ефективністю, значними варіаціями по потужності, обертах, масі, надійності, вартості, розмірах. Вищу масову ефективність мають безколекторні двигуни, ефективність їх також вища. Однак, в порівнянні з колекторними щітковими двигунами, безколекторний двигун потребує складного керування, оскільки має три незалежні обмотки, напруга на які має подаватися по закону синуса та бути синхронізована з положенням ротора. Маса редуктора залежить від потужності яку треба передати, коефіцієнта пониження чи підвищення обертів та геометричних обмежень. Маса гвинта залежить від характеристик двигуна (потужності та обертів двигуна). Оскільки літак на сонячній енергії більшість часу виконує горизонтальний політ [32], то варто під час вибору гвинта керуватися його ефективністю в крейсерському режимі.

Загальну масу силової установки можна описати наступним чином:

$$m_{c.y.} = N'((k_{зв.} \cdot \eta_{зв.})^{-1} + (k_{ред.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.})^{-1} + (k_{двиг.} \cdot \eta_{двиг.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.})^{-1} + (k_{e.к.д.} \cdot \eta_{e.к.д.} \cdot \eta_{двиг.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.})^{-1}), \quad (2.45)$$

де  $k_{зв.}, k_{ред.}, k_{двиг.}, k_{e.к.д.}$  [Вт/кг] – узагальнені параметри масової досконалості гвинта, редуктора, електродвигуна, електронного контролера двигуна відповідно,  $\eta_{e.д.} \cdot \eta_{e.к.д.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.}$  – ККД.

### 2.7. Узагальнена масово-енергетична модель БЛА на СЕ

Маючи аналітичну модель енергетичних затрат на виконання польоту, модель генерації енергії на всіх режимах польоту та масові моделі складових літального апарату було сформовано загальну схему масово-енергетичного балансу літака на сонячній енергії (рис.2.16). Схема об'єднує в компактному вигляді всі залежності описані вище та комплексно представляє особливості синтезу параметрів для літаків на сонячній енергії.

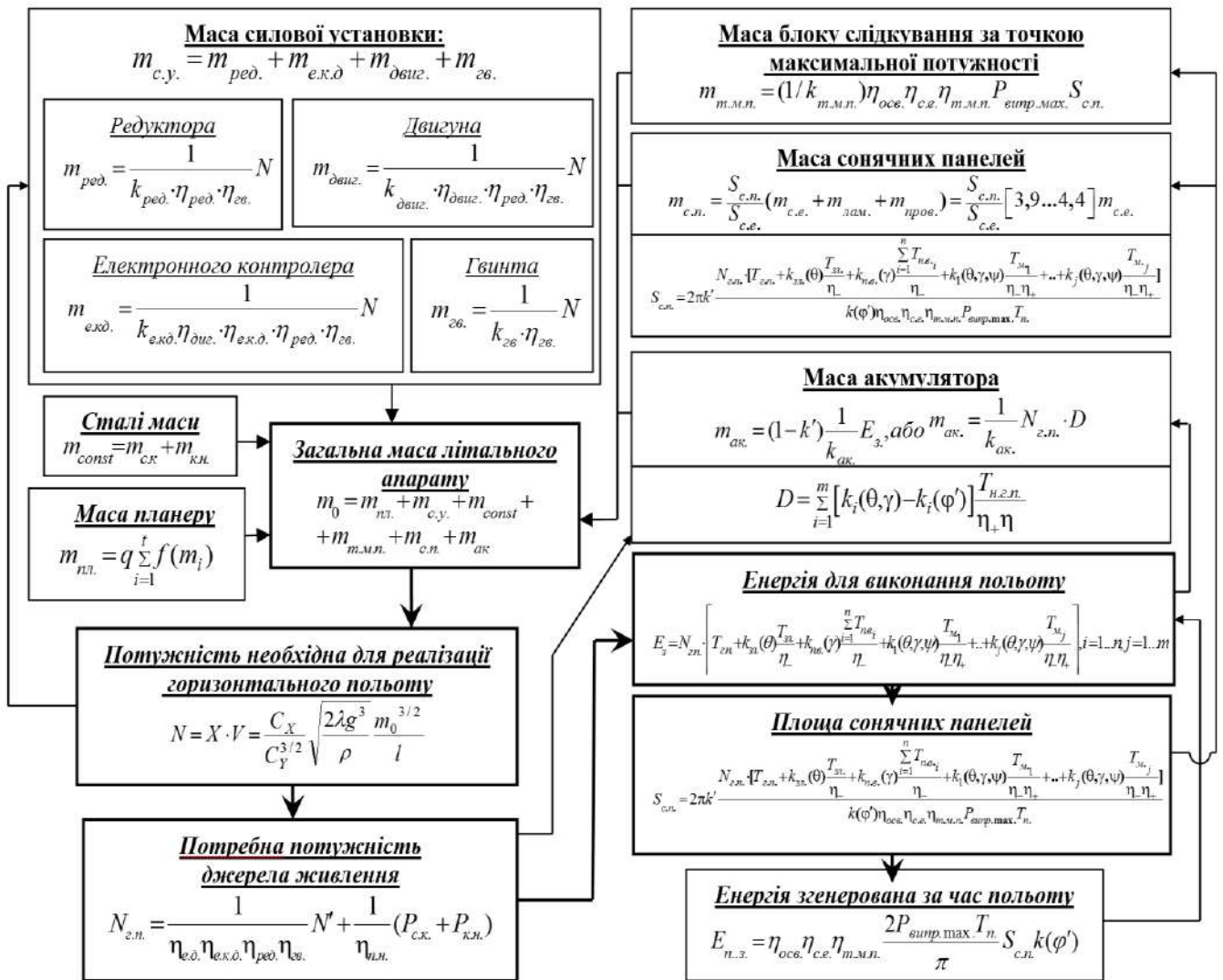


Рис.2.16. Узагальнена масово-енергетична модель літака на сонячній енергії

Аналізуючи отриману модель літака на сонячній енергії можна виокремити декілька груп параметрів (згідно класифікації А. North ) [2]: *технологічні параметри*, які залежать від рівня сучасних технологій – до них відносяться коефіцієнти корисної дії, масова ефективність складових елементів літального

апарату (двигун, акумулятор, гвинт та інші); *експлуатаційні параметри*, залежать від типового завдання, яке має виконувати літальний апарат – до них відносяться час польоту, маса корисного навантаження, висота польоту, географічне розташування, і т.д; *проектні параметри* – параметри які визначаються в процесі проектування – до них відносяться площа крила розмах, площа сонячних елементів і т.д.

Оскільки технологічні параметри можна прийняти константами, а експлуатаційні визначаються ТЗ, то лише проектні параметри потребують однозначного визначення, шляхом вирішення задачі багатокритеріальної оптимізації літака.

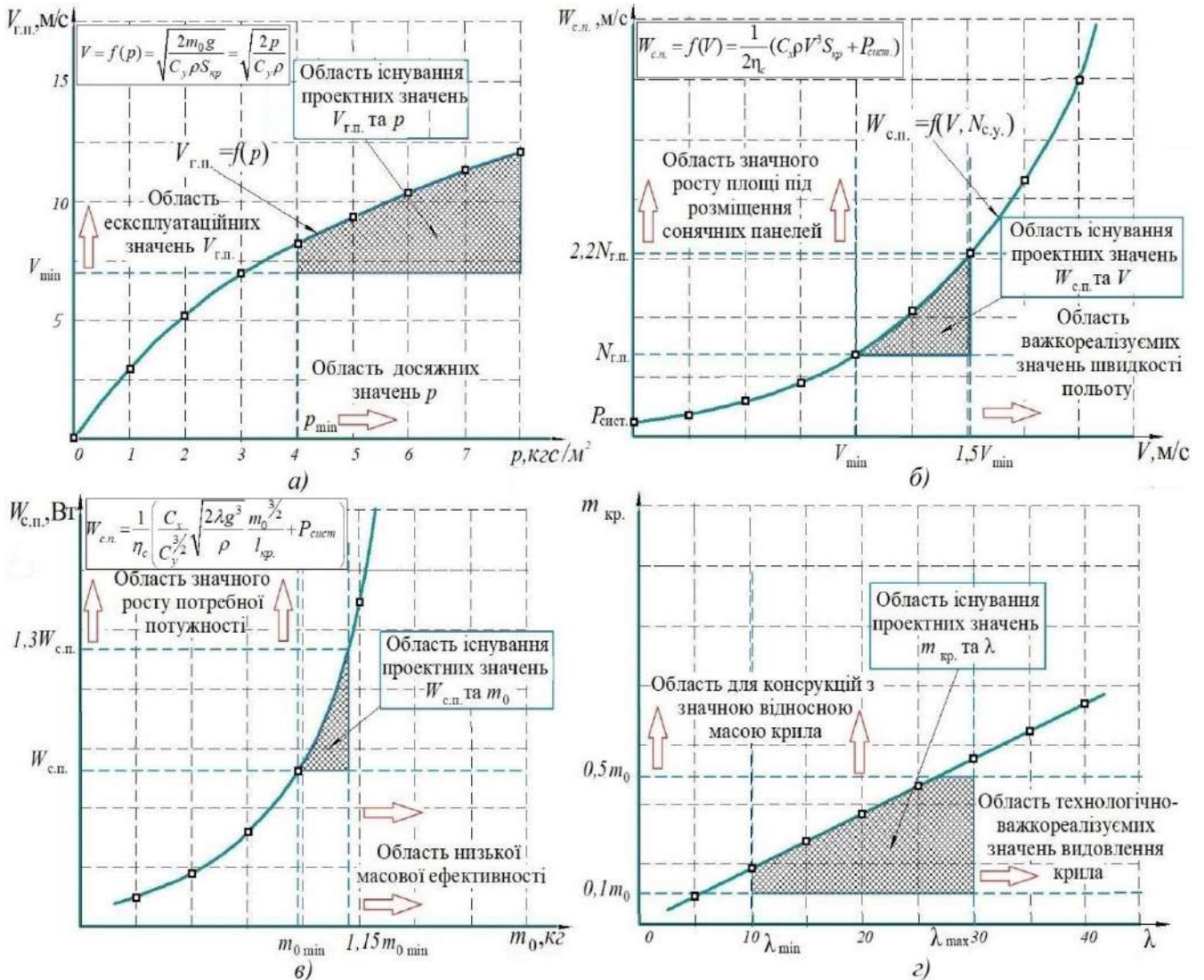
Таким чином, масово-енергетична модель є основою для алгоритму прогнозування відповідних параметрів літака. В поєднанні з алгоритмом аеродинамічного проектування [33] отримуємо загальну послідовність визначення параметрів літального апарату на сонячній енергії.

В результаті проведених досліджень отримано рівняння, що визначають енергетичні витрати на виконання польоту, згенеровану енергію на всіх режимах польоту, значення мас складових ЛА та дозволяють встановити числові значення ключових параметрів  $(p, m_0, S_{кр}, W_{с.н.}, \lambda, V)$ . Характер взаємозв'язків між основними параметрами літака на СЕ та областями їх існування представлені на рис.2.17.

Згідно рис.2.17а швидкість польоту не може бути нижчою за мінімальне значення отримане з рівняння підйомної сили, з урахування умов експлуатації БЛА на СЕ, за наявності вітру швидкістю до 7 м/с. Отже, навіть за умови використання БЛА на СЕ в якості ретранслятора зв'язку (режим Loiter – утримання точки) мінімальна швидкість польоту повинна бути не нижчою за 7м/с.

Відповідно залежність швидкості горизонтального польоту від масово-геометричного параметру літака,  $p$  – навантаження на крило може бути виведено наступним чином:

$$V = f(p) = \sqrt{\frac{2m_0g}{C_y\rho S_{кр}}} = \sqrt{\frac{2p}{C_y\rho}} \leq 7\text{ м/с}. \quad (2.46.)$$



2.17. Рис.6. Залежності між основини параметрами ЛА на СЕ:

а) – залежність швидкості ГП від навантаження на крило; б) – залежність потужності СП від швидкості польоту; в) – залежність потужності СП від злітної маси; г) – залежність маси крила від його видовження

В свою чергу реалізація низьких значень навантаження на крило технічно важкорезуєма та спричиняє суттєві обмеження до турбулентності атмосфери. ЛА стає нестійким під час польоту у вітряну погоду, навіть при мінімальних значеннях швидкості вітру (3-5м/с). Виходячи з наведеного, забезпечення величини навантаження на крило меншого за  $4\text{кгс/м}^2$  є малоюмовірним та неефективним.

Залежність потрібної потужності сонячної енергоустановки від швидкості польоту ЛА (рис.2.7б) отримана з рівняння енергетичного балансу:

$$W_{c.n.} = \frac{1}{\eta_c} (N_{z.n.} + P_{cист.}) \rightarrow W_{c.n.} = \frac{1}{\eta_c} \left( \frac{GV}{K} + P_{cист.} \right) \rightarrow$$

$$W_{c.n.} = f(V) = \frac{1}{2\eta_c} (C_x \rho V^3 S_{кр} + P_{cист.}). \quad (2.47)$$

Оскільки залежність потрібної потужності СЕ від швидкості польоту носить нелінійний характер, тому збільшення швидкості польоту небажана з точки енергозабезпечення. Область існування проектних значень потужності СЕ та швидкості польоту обмежена: величиною максимального раціонального значення швидкості польоту рівної  $V_{max.рац.} = 1,5V_{min}$ , де  $V_{min}$  – швидкість звалювання; потребою потужністю для виконання горизонтального польоту літаком  $N_{z.n.}$ , в результаті маємо:  $V \in [V_{min}; 1,5V_{min}]$ ,  $W_{c.e.} \in [N_{z.n.}; 2,2N_{z.n.}]$ .

Відповідно (2.17) залежність потужності сонячних елементів від злітної маси ЛА (рис.2.7в) може бути представлена наступним чином:

$$W_{c.n.} = \frac{1}{\eta_c} \left( \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m_0^{3/2}}{l_{кр.}} + P_{cист.} \right). \quad (2.48)$$

Область існування проектних параметрів  $W_{c.n.}$ ,  $m_0$  обмежена умовою не перевищення величини фактичної зльотної маси більше ніж на 15%, в порівнянні з масою отриманою аналітично, при дотриманні умов масово-енергетичного балансу. Перевищення зльотної маси більше ніж на 15% створює передумови отримання конструкції з низькою масовою ефективністю, водночас потужність, а відповідно й площа СЕ, непропорційно зростає.

Залежність маси крила, однієї з найвагоміших складових злітної маси, від його видовження зображено на рис.2.7г. Область існування  $m_{кр.}$ ,  $\lambda$  визначається зі сторони видовження такими чинниками:  $\lambda \leq 10$  не дозволяє отримати високі значення аеродинамічної досконалості, а отже й енергозатратність польоту буде

значна;  $\lambda \geq 30$  важко реалізувати з забезпеченням жорсткості та маси крила; масова частка крила в загальній масі не може перевищувати 50%.

В результаті можна сформулювати діапазон існування параметрів  $V, V_{z.n.}, p, W_{c.n.}, m_{кр.}, m_0, \lambda$ : Для розрахункового випадку ЛА

$$\left\{ \begin{array}{l} p \in [p_{\min}; \infty]; \\ V_{z.n.} \in [V_{\min}; 1,5V_{\min}]; \\ W_{c.e.} \in [N_{z.n.}; 1,3N_{z.n.}]; \\ m_0 \in [m_{0\min}; 1,15m_{0\min}]; \\ m_{кр} \in [0,1m_0; 0,5m_0]. \end{array} \right. \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} p \in [4\text{кгс}/\text{м}^2; 10\text{кгс}/\text{м}^2]; \\ V_{z.n.} \in [6,7\text{м}/\text{с}; 10\text{м}/\text{с}]; \\ W_{c.e.} \in [90\text{Вт}; 117\text{Вт}]; \\ m_0 \in [4,2\text{кг}; 4,8\text{кг}]; \\ \lambda \in [10; 30]. \end{array} \right. \quad (2.49)$$

## 2.8. Критерій раціонального вибору параметрів БЛА на СЕ

Безпілотний літальний апарат на сонячній енергії являє собою складну технічну систему, побудовану на принципах гармонічного поєднання значного масиву параметрів [2,3]. Кожен з параметрів неодмінно має вплив на решту характеристик масиву, проте ступінь цього впливу різний. Крім цього на більшість характеристик літального апарату накладаються обмеження з боку технічного завдання, існуючого рівня технологій, специфіки експлуатації, фізичних можливостей [1, 32].

В зв'язку з проблемою малої наявної енергії літака даного типу [1, 6, 32], необхідно за будь-яку ціну знижувати потрібну потужність. Найбільш діючий варіант – це зниження динамічних характеристик, зокрема – швидкості польоту. В свою чергу для досягнення енергетичного балансу [42] необхідно літати не лише з малими швидкостями, а й з мінімально-можливим навантаженням на крило [32].

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



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 в традиційних БЛА (рис.2.18).

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

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

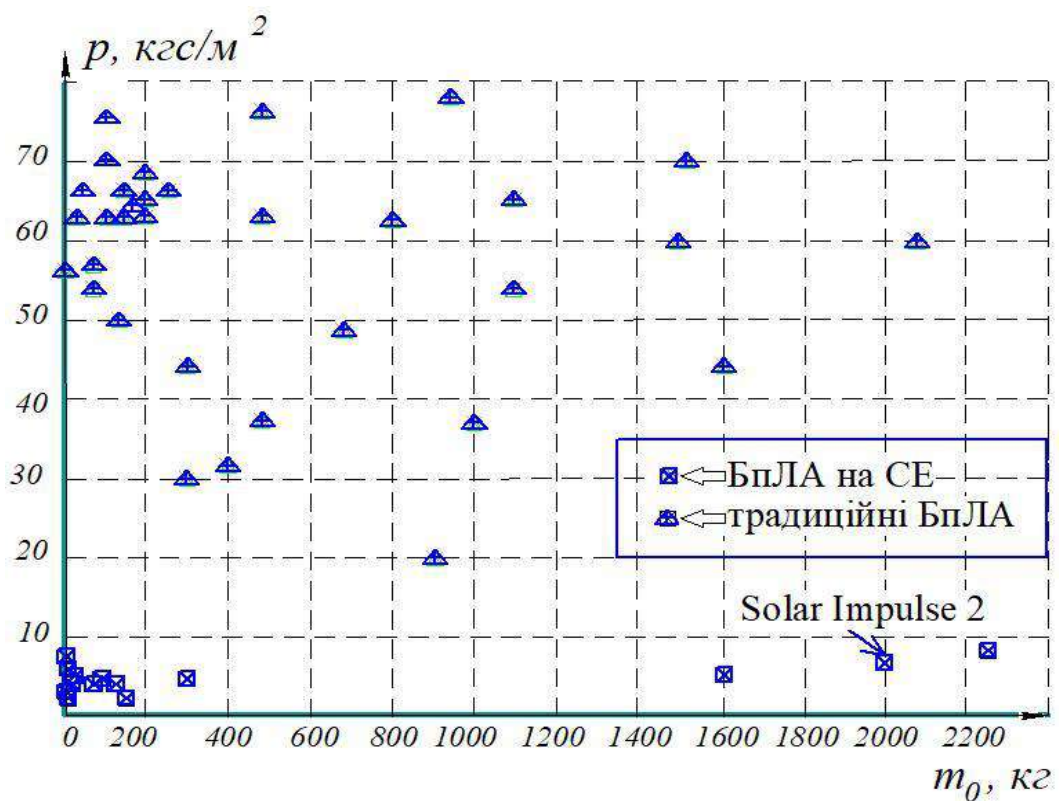


Рис. 2.18. Залежність навантаження на крило від злітної маси для БЛА на СЕ та традиційних БЛА

Оскільки значення основних параметрів можуть міститися в певному діапазоні (рис.2.17.), то для пошуку оптимальної, по критерію тривалості польоту, комбінації числових значень характеристик БЛА, необхідно мати оціночний

показник. Виходячи з цього, для раціонального вибору параметрів БЛА на СЕ сформовано, за принципом об'єднання основних характеристик, критерій, що дозволяє в достатньому наближенні аналізувати існуючі та проектні варіанти літальних апаратів даного типу, обирати найбільш вдалі та визначати напрямки вдосконалення (рис.2.19.).

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

– з боку аеродинамічних характеристик – коефіцієнт аеродинамічної досконалості  $K$  ;

– з боку масово-геометричних характеристик ЛА – навантаження на крило  $P = \frac{m_0}{S_{кр}}$  ;

– зі сторони динамічних характеристик – швидкість польоту  $V$  ;

– зі сторони енергетичних характеристик – питома потужність споживання електроенергії –  $\bar{W} = \frac{W_{с.п.}}{m_0}$ , 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.

При створенні ефективного БЛА на СЕ намагаються знизити енергетичні потреби та підвищити аеродинамічні показники. Виходячи з наведених тверджень пропонується представити критерій досконалості БЛА на СЕ в наступному виді:

$$k_{\partial}(K, p, V, \bar{W}) = \frac{V \cdot p \cdot \bar{W}}{K} = \frac{V \cdot W_{c.n.}}{K \cdot S_{кр}} \left[ \frac{Вт}{м \cdot с} \right].$$

Проаналізувавши характеристики існуючих літальних апаратів з електричною силовою установкою та сонячними елементами, були отримані кількісні значення запропонованого критерію досконалості  $k_{\partial}$  (див. рис.2.19.).

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

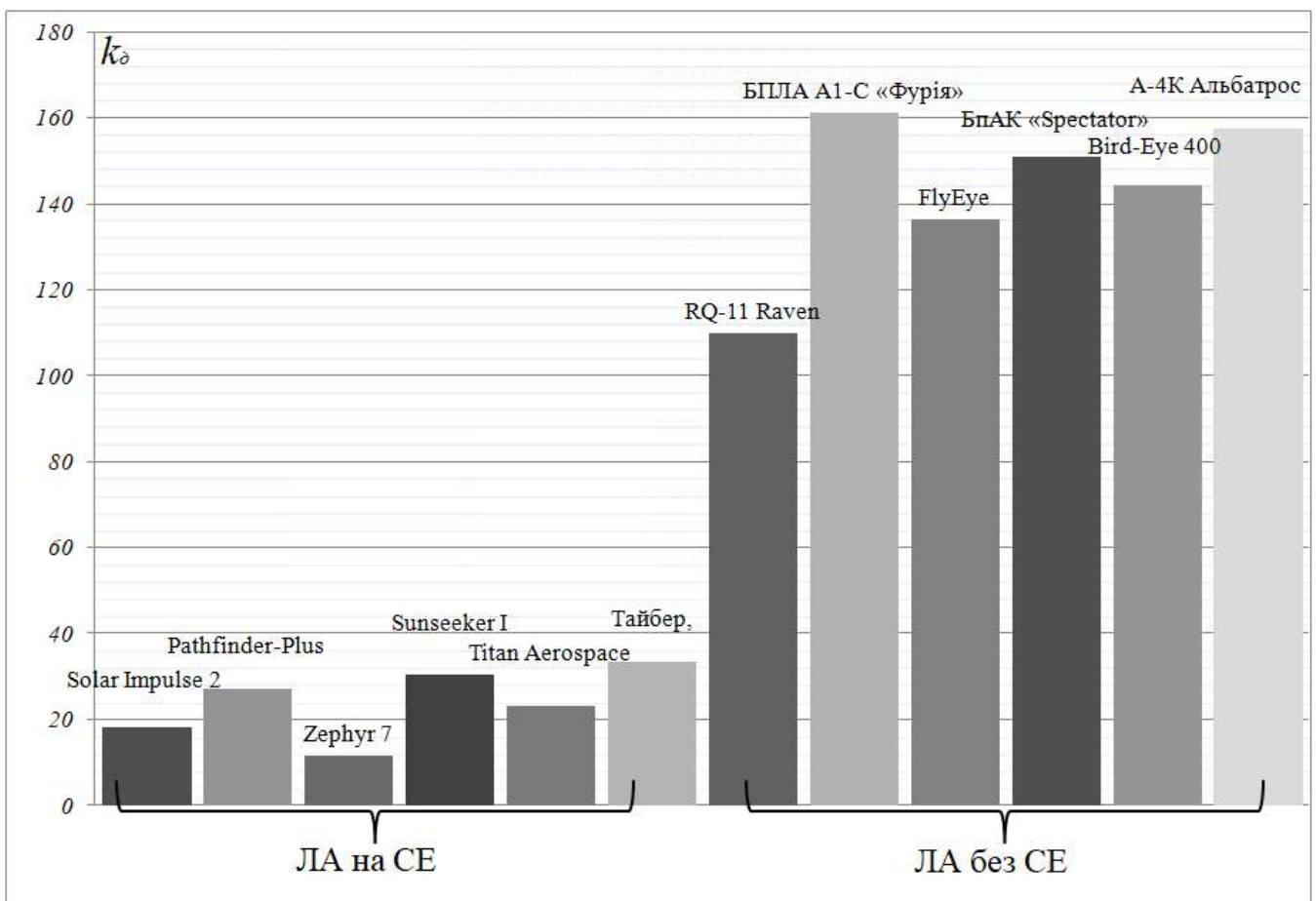


Рис. 2.19. Значення критерію  $k_{\partial}$  для існуючих літальних апаратів

Як можна помітити з рис.2.19., значення  $k_d$  для ЛА на СЕ знаходяться в 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 БЛА 5,6 млн. дол.). В свою чергу значення критерію  $k_d$  для ЛА без СЕ починаються від 110 одиниць, що суттєво відрізняються від ЛА на СЕ.

По результатам обробки статистичної інформації та на основі аналізу характеристик існуючих ЛА на СЕ отримано діапазон значення  $k_d \in [12;50]$ . Під час інтерполяції статистичних даних сформовано залежність тривалості польоту  $T_n$  від  $k_d \rightarrow T_n = 174,57e^{-0,08k_d}$ . (рис.2.20).

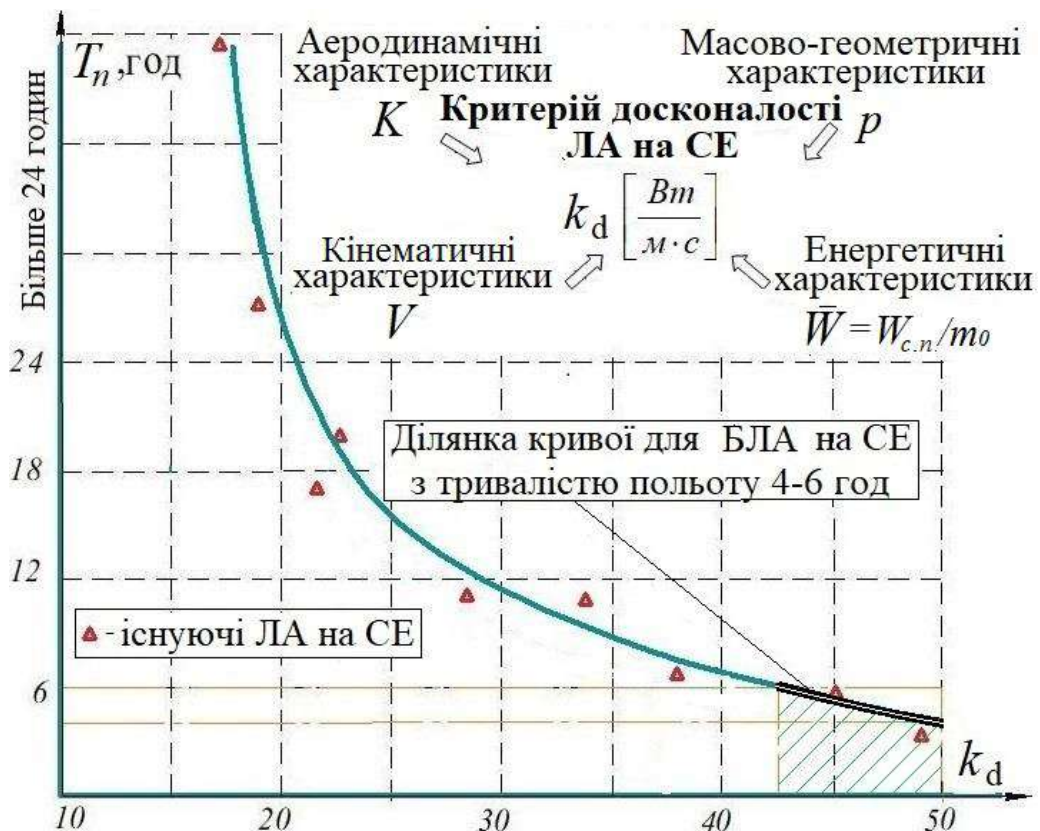


Рис. 2.20. Залежність часу польоту від критерію досконалості БЛА на СЕ

Таким чином, маючи вимогу по тривалості польоту можна встановити діапазон необхідних значень  $k_d$ . При цьому, задача вибору параметрів БЛА на

етапі аеродинамічного проектування та вибору аеродинамічної схеми зводиться до пошуку комбінації значень при яких  $k_0 \rightarrow \min$ .

Величина потрібної потужності повинна не перевищувати величину наявної потужності (умова енергетичного балансу) [42]. 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. В першому наближенні можна прийняти, що площа сонячної енергоустановки прямо пропорційна її потужності. Оскільки, архітектура сонячної енергоустановки базується з урахуванням геометричних характеристик промислового сонячного елемента, варіанти її розміщення мають бути враховані під час проектування крила, особливо при формуванні величин розмаху, видовження, хорд.

Аналізуючи характеристики існуючого БЛА на СЕ (рис.2.21.) було 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 факторам:

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

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

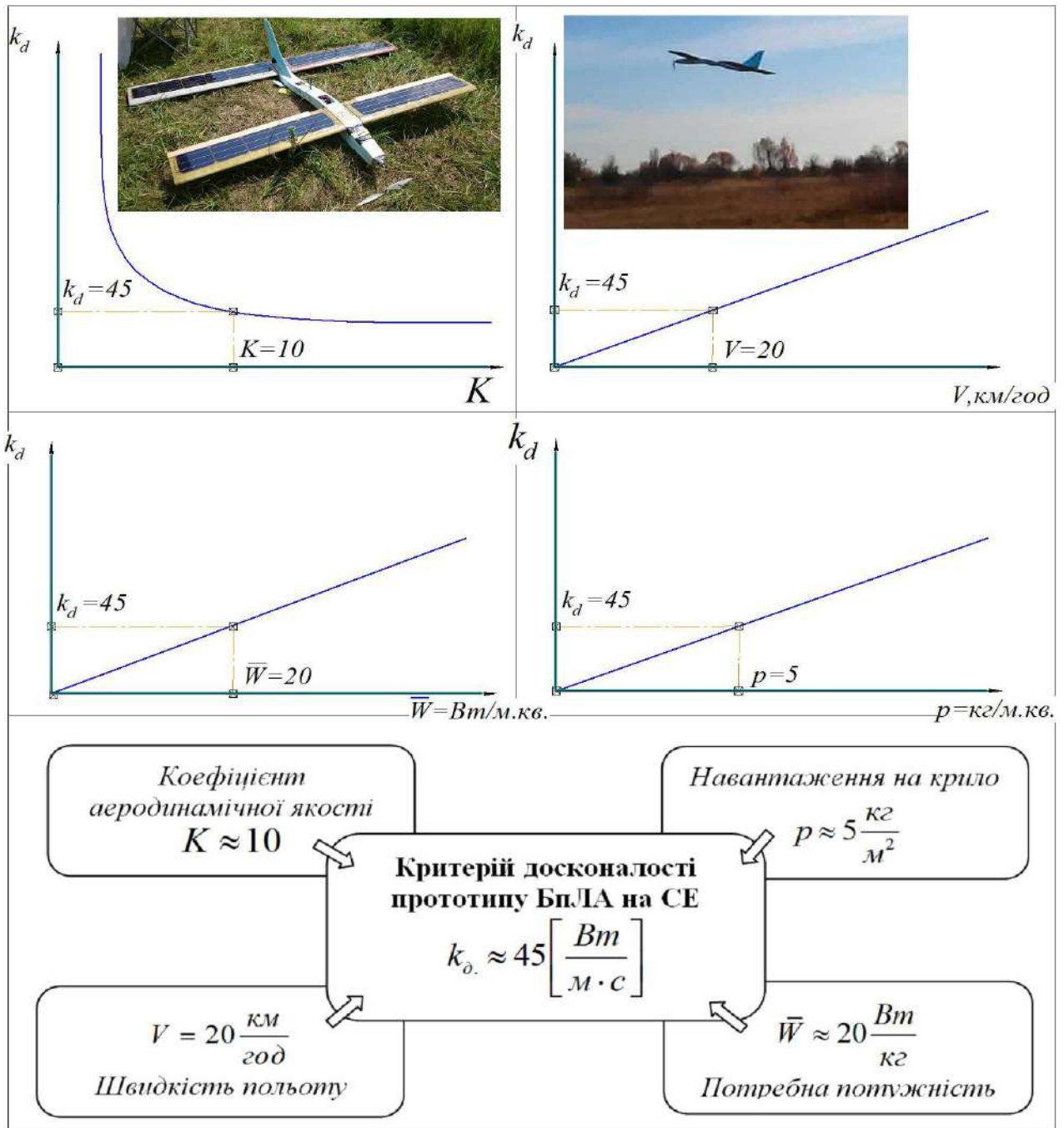


Рис.2.21. Вплив основних параметрів прототипу БЛА на СЕ на критерій досконалості

## Висновки по розділу 2

1. Визначені принципи забезпечення живленням систем літака на всіх режимах польоту. На режимах зльоту/посадки, віражах та за умов затінення, низької освітленості – варто залучати акумулятор в схему забезпечення літака живленням, оскільки робота сонячних панелей стає нестабільною, потужність може знижуватися.

2. Описані фактори, що впливають на продуктивність роботи сонячних панелей літака. Для ефективної роботи сонячних панелей важливо розміщувати сонячні елементи чи блоки паралельно з'єднаних сонячних елементів, послідовно вздовж крила, з забезпеченням рівних умов освітлення. Слід ліквідувати можливість елементів конструкції затіняти сонячні елементи за певних умов орієнтації літака відносно Сонця.

3. Розроблена: математична модель сонячного елемента під час зміни ступеня освітлення температури та просторової орієнтації ЛА, математична модель сонячної енергоустановки, математична модель сонячної енергоустановки з блокуючими діодами (з урахуванням випадку часткового затінення елементів).

4. Розроблено алгоритм розрахунку робочих характеристик сонячної енергоустановки літака, що враховує: метеорологічні умови (температуру навколишнього середовища, ступінь освітлення); орієнтацію енергоустановки в просторі; конструктивні фактори та геометричні параметри.

5. Запропоновано модель для визначення маси літака вцілому, яка враховує масові характеристики промислових складових літального апарату (двигуна, регулятора двигуна, акумулятора). Для оцінки маси планеру варто на основі існуючих характеристик прототипів та досвіду проводити оцінку можливої маси кожного з елементів конструкції з забезпеченням значень узагальнених характеристик, наприклад навантаження на крило.

6. Отримано розрахункову модель масово-енергетичного балансу літака з урахуванням типових режимів польоту та законів генерації енергії сонця. Дана модель об'єднує в собі технологічні, експлуатаційні, проектні (невідомі) параметри, та є основою для формування алгоритму вибору параметрів літака на сонячній енергії.

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

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

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



### **РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПЛАНУВАННЯ ТРАЄКТОРІЇ І ЕТАПІВ ПОЛЬОТУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ В УМОВАХ НЕСПОКІЙНОЇ АТМОСФЕРИ**

Планування траєкторії польоту безпілотних літальних апаратів (БЛА) в реальних умовах експлуатації залишається актуальною темою для наукових досліджень [43-48]. Принципи побудови траєкторії руху БЛА в космосі описані в роботах [45,46] і ґрунтуються на компонуванні складної просторової траєкторії з певного набору простих траєкторій, що відповідають відповідним манерам (набір висоти, поворот, прямолінійний рух і тд.). Під час вибору траєкторії польоту і етапів її реалізації велика увага приділяється законам руху літального апарату та пошуку оптимальної траєкторії, що задовольняє конкретним граничним умовам. Оскільки літак на сонячній енергії (СЕ) має певні експлуатаційні та енергетичні обмеження [2,42], цей факт слід враховувати під час планування можливих траєкторій польоту літального апарату такого класу.

Зазвичай, з допомогою БЛА, під час обльоту певних територій, може проводитися телевізійна, оптико-електронна, радіоелектронна розвідка, ретрансляція зв'язку та ін. [46-47]. З урахуванням зазначених вище обмежень, з числа можливих просторових траєкторій, для вирішення перерахованих практичних задач, були вибрані наступні варіанти польоту з певним функціональним призначенням: пошук об'єктів у заданій зоні, обліт заданих зон, обліт заданого рубежу, барижирування в зоні (над точкою), пошук об'єктів на маршруті (рис.3.1а,б).

Як видно з інформації, представленої на рис.3.1б, будь-яку траєкторію польоту БЛА можна розділити на більш прості складові: набір висоти (зліт), планування (зниження, посадка), горизонтальний політ, політ по колу (з креном або без). Варто зауважити, що між етапами польоту існують деякі перехідні процеси (див. рис.3.1б. точки А-Л), тривалість яких складає менше 1% від часу

всього польоту, що дає нам право не враховувати їх при розрахунку енергозабезпечення. Звичайно, можливі більш складні траєкторії польоту та етапи, але реалізація їх під час виконання типових практичних завдань, за допомогою БЛА на сонячній енергії мало ймовірна, із-за специфічних особливостей їх експлуатації (великі габарити, низьке навантаження на крило, низька швидкість і т.д.) [42].

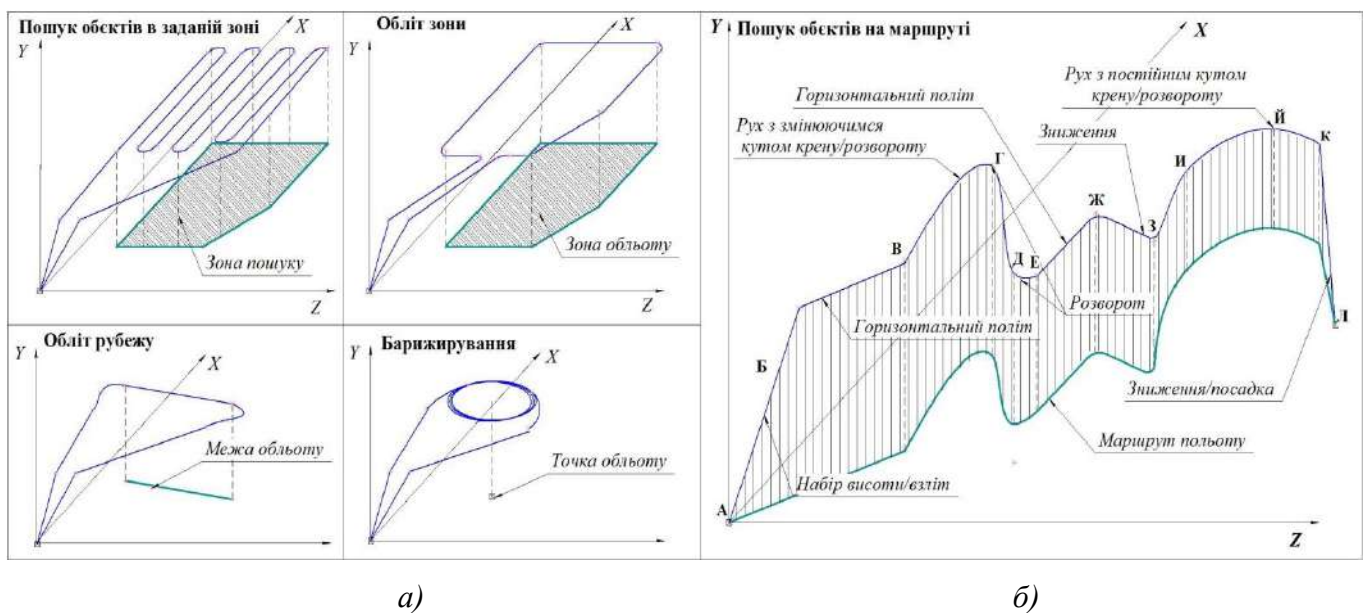


Рис.3.1. Типові траєкторії та етапи польоту БЛА на сонячній енергії:

а) – варіанти польоту по простим траєкторіям; б) – політ по складній траєкторії

Очевидно, що планування просторової траєкторій БЛА на сонячній енергії в значній мірі залежить від просторової орієнтації сонячної енергоустановки відносно Сонця. Це пов'язано з особливостями генерації сонячної енергії на етапах, відмінних від горизонтального польоту – базового етапу під час розрахунку енергетичного балансу [42].

При виборі проектних параметрів БЛА на сонячній енергії важливо враховувати особливості енергозабезпечення не тільки на етапі горизонтального польоту, але й на інших етапах, які в результаті формують загальну траєкторію польоту. Разом з тим, слід розглянути політ БЛА в реальних умовах експлуатації [49-50], що включають і атмосферні фактори.

### 3.1. Дослідні зразки БЛА на СЕ

Для проведення льотних випробувань було спроектовано та виготовлено 3 зразки БЛА на СЕ (рис.3.2, 3.3, 3.6). Аеродинамічна схема «тандем» була обрана в якості основної, оскільки дане рішення дозволяло отримати достатню площу для розміщення панелей та більш жорстку (в порівнянні з нормальною аеродинамічною схемою) конструкцію. На зразку №1 була проведена концептуальна перевірка можливості створення БЛА на СЕ.



Рис.3.2. Експериментальний БЛА на сонячних елементах №1

З метою підвищення частки площі крила зайнятої під сонячні елементи, початковий зразок був модернізований (зміна розміру базового сонячного елемента, конструктивні та комплектувальні зміни).



Рис.3.3. Експериментальний БЛА на сонячних елементах №2

В результаті було створено дослідний зразок №2, проте проблема недостатньої жорсткості та ресурсну не дозволило провести повний цикл випробувань.

Льотні випробування прототипу БЛА на сонячній енергії (рис.3.3) показали недоліки в конструкції та технології виготовлення такого літака. Керування літаком по крену проблематичне через недостатню жорсткість в продольному каналі. По даній причині часті ситуації втрати керування та аварійні, небезпечні режими. По причині недостатньої жорсткості системи, сонячні елементи тріщать. Літак потребує переформовування конструктивно силової схеми з нахилом на збільшення жорсткості. Враховуючи значну потрібну площу та відповідно розмах, існуюча конструкція не забезпечує необхідної жорсткості при мінімальній масі.

Крім того до недоліків можна віднести: рознесення крил по довжині реалізовано за допомогою двох балок, а рознесення по довжині – шляхом фіксації заднього крила на вертикальних аеродинамічних поверхнях (кілях). Дане рішення ускладнює конструкцію, сприяє неефективному використанню маси конструкції, знижує жорсткість та міцність конструктивно-силової схеми планера літака. Розміщення заднього крила вище переднього може спричинити, на певних режимах польоту (зліт, набір висоти), затінення заднього крила повітряним струменем, відкинутим від переднього крила, значно знизити ефективність органів керування по крену та зменшити значення підйомної сили на задньому крилі. Відсутність органів керування по курсу не дозволяє змінювати напрям польоту без втрати висоти або приросту тяги.

На основі серії польотів ЛА в різній конфігурації були отримані експлуатаційні характеристики моделі. При цьому за умов слабого вітру (1...2 м\с) та низької турбулентності атмосфери БЛА виконав декілька польотів на сонячних елементах (зліт та посадка здійснювались з використанням енергії бортового акумулятора, сонячні елементи виконували допоміжну функцію). На основі проведених досліджень встановлено необхідність в суттєвій модернізації експериментального зразку та переході на новий тип сонячних елементів.

На основі отриманого досвіду під час створення зарків №1,2 було виготовлено дослідний зразок №3 (рис.3.4, 3.6) з покращеними аеродинамічними, жорсткісними та іншими характеристиками, суттєвого вдосконалення зазнали системи керування та живлення. На відміну від зразків №1,2 зразок 3 є композитним та монолітним.

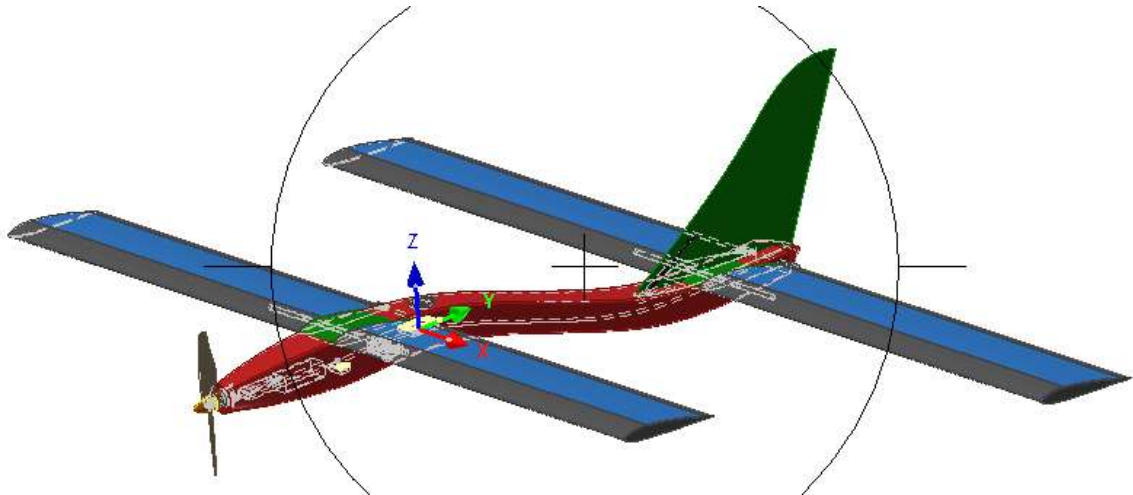


Рис.3.4. Проект БЛА на сонячній енергії

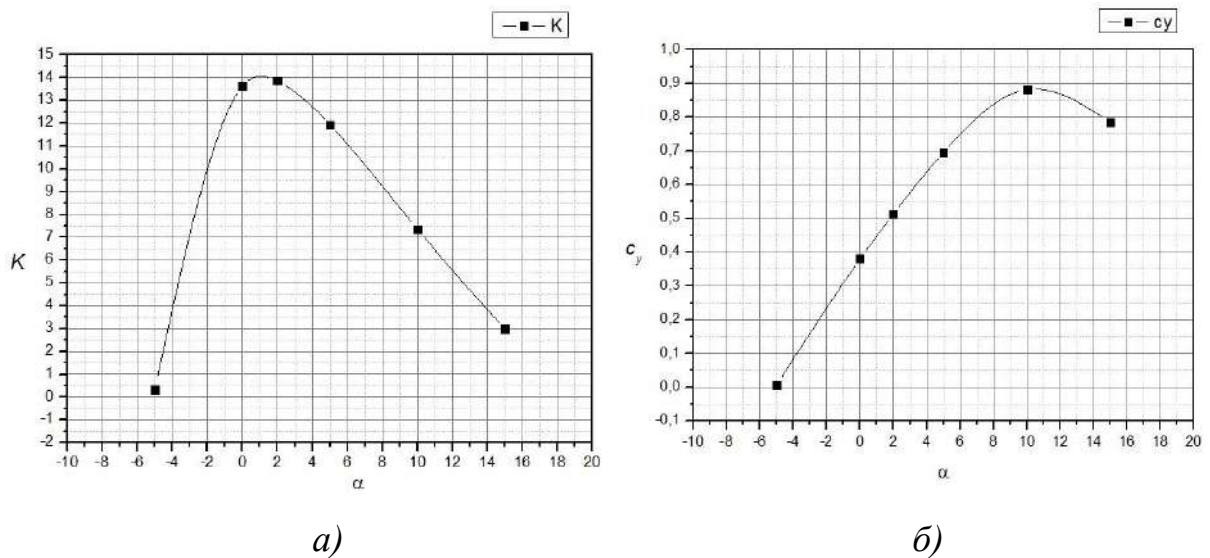


Рис.3.5. Аеродинамічні залежності створеного БЛА на СЕ:

*a)* – залежність  $K(\alpha)$ , *б)* – залежність  $C_y(\alpha)$

Попередній розрахунок характеристик ЛА (рис.3.5) показав, що при однаковій масі літальних апаратів ми отримали більш аеродинамічну досконалу конструкцію (аеродинамічна якість попереднього зразка не перевищувала 10 одиниць) при спрощенні технології виготовлення.



Рис.3.6. Експериментальний БЛА на сонячних елементах №3

В основу технічного завдання на створення ефективного дослідного зразка БЛА на СЕ поставлена задача створення компактного, придатного до легкого транспортування, безпілотного літального апарату з високою масовою ефективністю та великою площею для розміщення сонячних елементів, енергії яких буде достатньо для забезпечення тривалого польоту безпілотного літака.

Поставлена задача вирішується таким чином, що безпілотний літальний апарат містить фюзеляж та електричну силову установку, крила з сонячними елементами та системи керування. Новим є те, що безпілотний літальний апарат має два крила – переднє і заднє, які рознесені по довжині та висоті, системи керування по крену встановленої на задньому крилі, системи керування по тангажу встановленої на передньому крилі, силовій установці розміщеної позаду переднього крила, сонячних елементів розміщених на верхній поверхні обох крил.

Комплект запропонованого літального апарату доставляється до місця старту в запічних контейнерах або будь-яким транспортом у вигляді придатному до швидкого розгортання та приведення в робочий стан. Для запуску/посадки запропонований літальний апарат потребує необладнаного ґрунтового майданчика або частини дороги довжиною 20 м. Для здійснення польоту, збирання та розбирання запропонованого літального апарату необхідно 2 людини обслуговуючого персоналу.

Збирання безпілотного літального апарату до польотного стану відбувається наступним чином. Центроплани обох крил закріплюють до фюзеляжу як високоплан. Консоли крила з'єднують з центропланом за допомогою штирового трубчастого з'єднання. Усі роз'ємні елементи конструкції апарату фіксують за допомогою різьбових з'єднань. Встановлюють корисне навантаження (до 1 кг) склад якого може варіюватись в залежності від поставлених задач. Вмикають систему керування. Літальний апарат виконує політ у відповідності з польотним планом. Посадка літального апарату здійснюється на трьохопорне шасі.

Випробування запропонованого безпілотного літака показали, що він має малі транспортні габарити, розміщується в транспортному контейнері 2x1x0,5м має достатню стійкість та керованість на швидкостях від 30 до 80 км/год та висотах польоту 0-200 м, забезпечує необхідну вантажопідйомність. Випробування запропонованої корисної моделі проводились за наступних метеорологічних умов: швидкість вітру 4-8 м/с; температура повітря 25<sup>0</sup>С; атмосферний тиск 730 мм.рт.ст.. Апарат піднімав в повітря пілот-оператор з землі по каналу радіокерування та здійснив політ за зазначеною програмою впродовж 20 хв, виявляючи на усіх режимах польоту достатні пілотажні властивості. Час зборки апарату до польоту склав 20 хв. Час згортання до готовності до транспортування склав 10 хв.

Загальна специфікація на дослідний зразок БЛА наведена в табл 3.1

*Таблиця 3.1*

Складові БЛА на СЕ

<b>Компонент</b>	<b>Кількість</b>
Планер ЛА	1
<b>Силова установка</b>	
Електродвигун ЕМАХ ВL4030 385 Вт	1
Силовий акумулятор 3200mA 3S 10C	1
Регулятор ходу 30А	1
Складний гвинт під двигун	1
<b>Система керування</b>	
Сервоприводи	3

## Продовження таблиці 3.1

Автопілот APM Flight Controller Set APM 2.6 & 6M GPS & OSD & Radio Telemetry etc	1
Сверовоподовжувачі 30CM Servo Lead Extension (JR) 26AWG	3
GPS трекер V520	1
Пульти керування Spectrum DX 6 DSMX transmitter with AR 610 Receiver, Mode 2	1
<b>Комплект зв'язку</b>	
Модем RFD 900x 1Вт	2
3A UBEC HobbyWing UBEC-3A імпульсний регулятор напруги Струм 3А, 5,8...22 В., вихід 5/6 В.	1
Штатив	1
<b>Комплект сонячної енергоустановки</b>	
СЕ з відповідним покриттям	22
Блок керування сонячною енергоустановкою з відслідкуванням точки максимальної потужності	1
<b>Комплект онлайн відео</b>	
Foxtech 1,2G, 12 Ch video receiver FVR0913 Приймач аудіо/відео 12 канальний 900...1300 МГц с RSSI	1
Foxtech 1,3G, 800 mW 8 Ch video transmitter FVT 1380 передатчик аудіо/відео Foxtech 900...1300 МГц с RSSI	1
1,2 Ghz 8dBi High Gain Patch receiver antenna Патч антена 1200 МГц	1
Штатив	1
SD DVR High Resolution Digital Video Recorder for FPV	1
<b>Корисне навантаження</b>	
Відеокамера GoPro Hero Black edition	1
<b>Наземний комплекс</b>	
Ноутбук Lenovo IdeaPad G500A	1
Перетворювач напруги 220/12	1
<b>Транспортні контейнери</b>	
Транспортний контейнер для БЛА	1
Транспортний кейс для наземного комплексу	1
<b>Комплект ЗІП</b>	
Зарядний прилад IMAX B6AC Dual Power Charger 1-6 Cells	1
Силовий акумулятор 3200mA 3S 10C	2
Комплект інструменту	1
Комплект матеріалів для ремонту	1
Тестер-індикатор HobbyKing Cell Key 1-6S Li-Po акумуляторів.	1
Бортовий індикатор для LiPo акумуляторів 2S-4S (7.4-14.8В)	1
Динамік-пищалка для пошуку загубленого борту	1
Складний гвинт	2



### 3.2. Конструктивно-силова та компоновальна схема крила БЛА на СЕ

Для літальних апаратів на сонячній енергії характерним є мала швидкість і великий час баражування в повітрі. Це призводить до необхідності значного зменшення ваги конструкції. Одним із способів зниження ваги є використання композиційних матеріалів. Вони володіють істотно меншою питомою вагою. Проте в даний час композиційні матеріали мають ряд недоліків, що знижують ефект від їх застосування. Анізотропні властивості композитних матеріалів дозволяють, зв'язавши вигин крила з крутінням, мінімізувати деформації, що впливають на навантаження.

В загальному випадку, сонячні елементи розміщуються на аеродинамічних поверхнях (крило, горизонтальне оперення), що з одного боку збільшує площу поверхні під елементи, а з іншого формує ряд вимог до їх характеристик: мінімізація маси, стійкість до знакозмінних навантажень висока, мінімізація системи електричних контактів та жгутів, стійке захисне покриття, що може сприймати експлуатаційні навантаження в обшивці крила чи оперення. Можливий варіант залучення СЕ до конструктивно силової схеми. Визначення схеми розміщення елементів є визначальним під час формування вимог до конструкції.

Основні вимоги, які пред'являються до крила під час проектування й конструювання літака на сонячній енергії, є мінімальна маса, максимальна жорсткість і достатня міцність.

Існує кілька конструктивних схем крила: набірна каркасна конструкція з м'якою обшивкою; набірна каркасна конструкція з жорсткою обшивкою; безкаркасна конструкція з наповнювачем. Вибір тієї чи іншої конструктивної схеми крила визначається зазвичай призначенням літака, наявністю конструктивних матеріалів та технологічними можливостями.

Складальна каркасна конструкція з м'якою обшивкою застосовується досить широко. Основою конструкції є каркас з силових елементів, що підтримують обшивку деталей. Силовими елементами такої конструкції є лонжерони. Розрізняють одно-, двух- й багатолонжеронні схеми каркаса крила.

Підтримуючими деталями каркаса є нервюри, передні й задні кромки каркаса (рис. 3.7.а). Пояси лонжеронів зазвичай виготовляють з дерева, стінку лонжерона можна виготовити з бальзи, липи або фанери. Передні й задні кромки крила можна виготовити з липового або осикового шпону, фанери, бальзи, а також з пластин пінополістиролу. Для зменшення маси в нервюрах роблять фігурні вирізи або круглі отвори.



*а)*

*б)*

Рис.3.7. Композитне та набірне крило:

*а)* – набірне крило; *б)* – композитне крило

Пояси лонжеронів при однолонжеронній конструкції слід розташовувати в місцях максимальної товщини профілю крила. Для обшивки крила каркасної конструкції застосовують плівки, тонку бальзу, тканину, папір. Недоліками конструкції крила з м'якою обшивкою є велика трудомісткість виготовлення, недостатня жорсткість конструкції й неможливість точного профілювання аеродинамічних поверхонь, так як неминуче провисання обшивки між сусідніми нервюрами викликає спотворення профілю крила. Кращими характеристиками володіє крило з частково твердою поверхнею. Тут передня частина профілю закрита жорсткою обшивкою. Зазвичай покривають близько 30% хорди профілю по верхній і нижній поверхнях. Інша частина поверхні реалізується так само, як і в описаній вище конструкції. Конструкція крила, що складається з каркаса й жорсткої обшивки володіє значною жорсткістю й міцністю, дозволяє витримати

профіль, отримати більш гладку й чисту аеродинамічну поверхню. В якості силових елементів тут іноді застосовують лонжерон, але зазвичай вся обшивка сприймає навантаження.

Нові матеріали й технологічні прийоми дозволили знизити трудомісткість виготовлення крила. Зазвичай така конструкція являє собою ядро, виготовлене з пінополістиролу та покрите склопластиком, карбоном, кевларом, або монокок створений композитним сендвіч пакетом (рис. 3.7.б). Перевагою такої конструкції крила є його живучість та технологічність.

Для варіантів БЛА з покращеними характеристиками створена оснастка та отримано зразки полегшених консолей крила рис.3.8. Даний варіант консолі представляє собою монококову конструкцію з сендвіч-обшивкою.

Панелі сформовано композитним пакетом Spread - Rohacell - Spread. Spread – надтонкий, ультралегкий і дуже міцний вуглецевий матеріал, Rohacell – легкий, жорсткий пінопласт. Заповнювач епоксидна смола Larit – 285. Формування, вакуумне автоклавне. Процес створення такого крила зображено на рис.3.9.



Рис.3.8. Крило з сендвіч-обшивкою

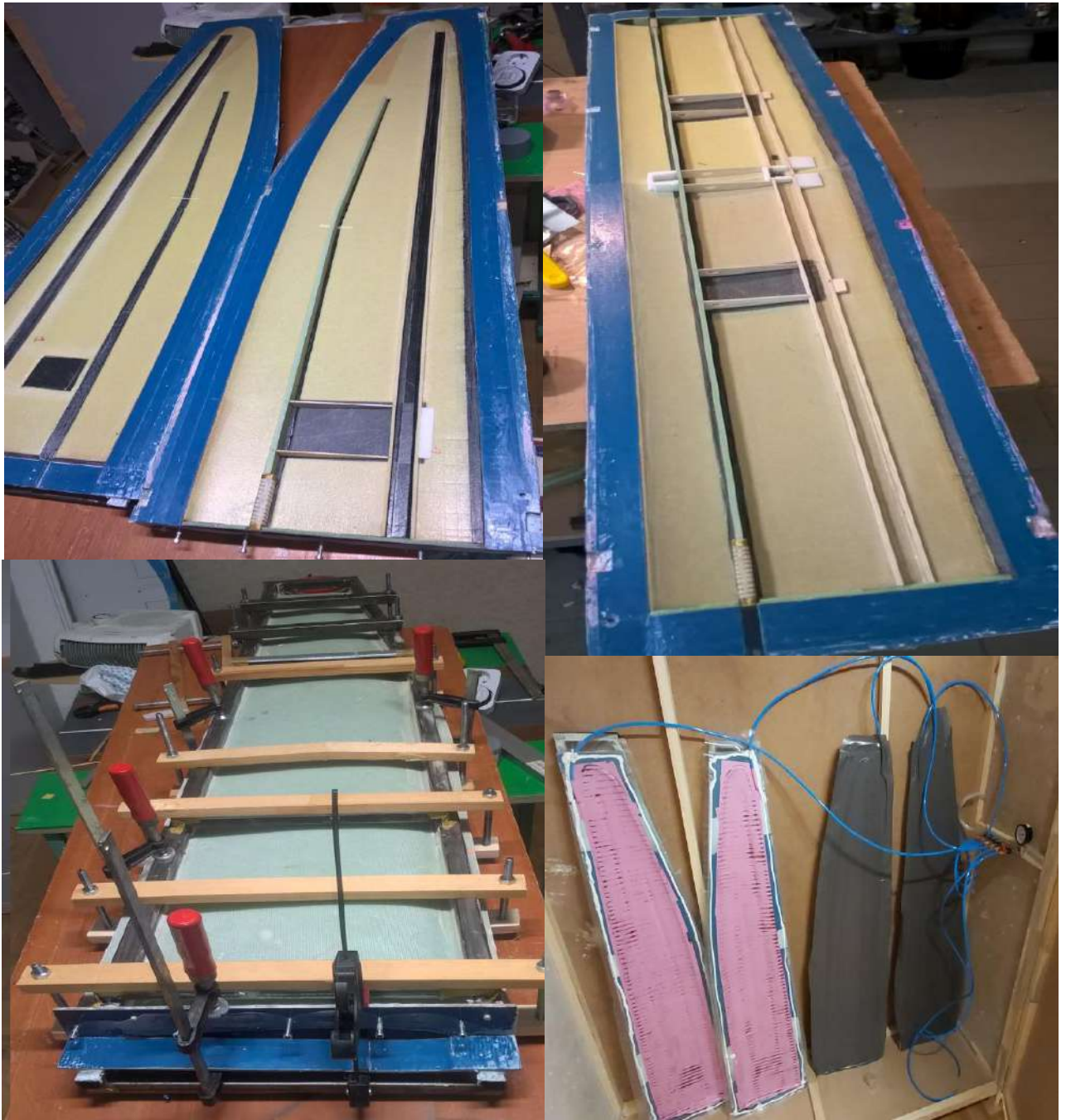


Рис.3.9. Процес виготовлення крила з сендвіч-обшивкою

Практичний досвід виготовлення крила для БЛА показує, що маса 1 дм<sup>2</sup> площі крила в середньому становить:

- для складальної каркасної конструкції з м'якою обшивкою – 10 г;
- для складальної каркасної конструкції з жорсткою обшивкою – 10-11 г;
- для пінопластового крила з обшивкою – 13-14 г;
- для пінопластового крила з «сендвіч» обшивкою – 11-12г.

Оскільки всі конструктивно силові схеми мають як переваги так і недоліки для оцінки, а головне, для вибору ефективної конструктивно-силової схеми, необхідно конкретизувати задачу. Проведемо порівняння двох типів конструкції крила – набірної конструкції з дерева та композитного моноблочного крила (рис.3.10).

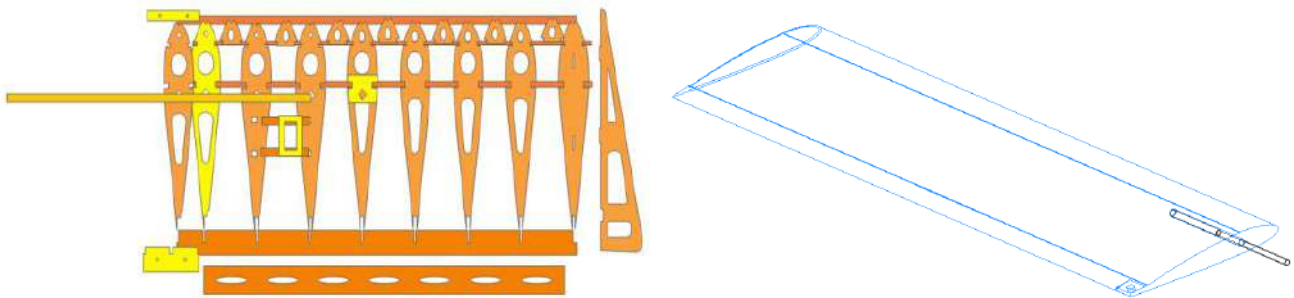


Рис.3.10. Схема набірної та композитного моноблочного крила

Визначення схеми розміщення СЕ необхідно проводити з позиції: 1 – максимально заповнити площі аеродинамічних поверхонь; 2 – наскільки важливо внести панель в конструктивно-силову схему.

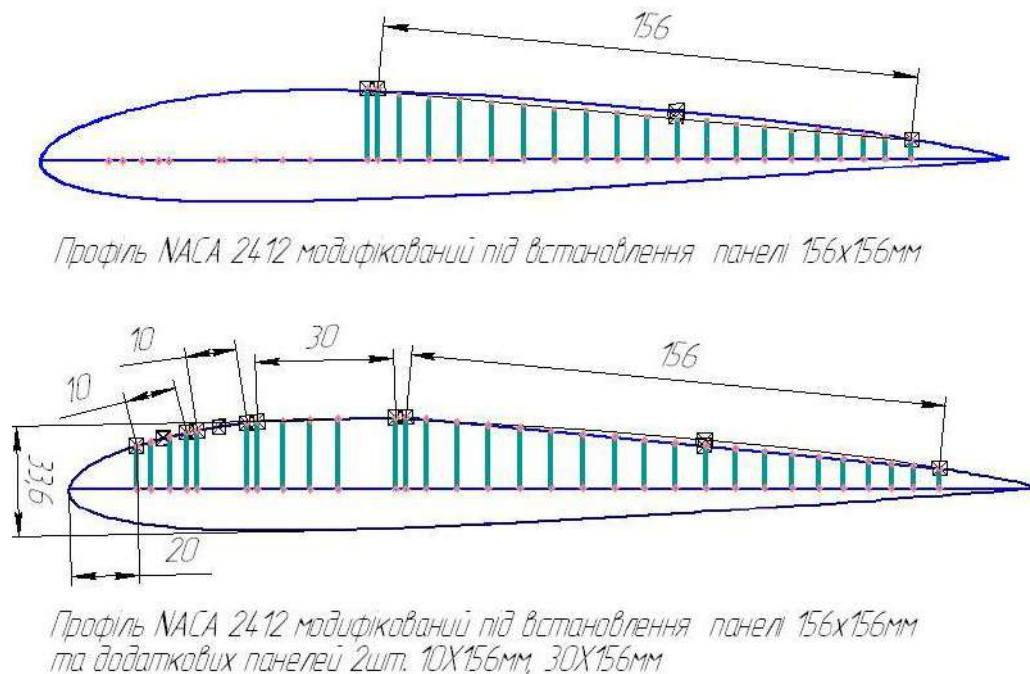


Рис.3.11. Схема розміщення СЕ на поверхні крила

Для 1 випадку ми можемо розмістити стандартну панель на поверхні крила та відрізи різної довжини на носку крила. Розміщення частинок стандартного СЕ

на носку крила забезпечить гарантований резерв в потужності енергоустановки. Для крила отриманого в результаті попереднього розрахунку схема розміщення СЕ наведена на рис.3.11.

Для збільшення ефективності покриття аеродинамічних поверхонь сонячними елементами, пропонувалося розміщення невеликих, за розмірами, панелей (10, 15, 40мм), отриманих шляхом лазерної порізки стандартного елемента в носовій частині крила та на елевонах. За попередніми оцінками дане рішення дозволяло збільшити потужність енергоустановки на 25%, оскільки сонячна панель складена з елементів різних розмірів має дозволити використати для формування аеродинамічної подоби більшу кількість профілів.

При виготовленні такої панелі було виявлено ряд недоліків в технології отримання таких панелей: ізолювання; ламінування; деформації в процесі ламінування. Проблемні зони СЕ (рис.3.12.) створювалися під час ламінування в зоні прокладання шини контакту. Для їх усунення необхідно покращити технологію формування збірного блоку СП в напрямку ліквідації мікротріщин по лінії спайки шини.

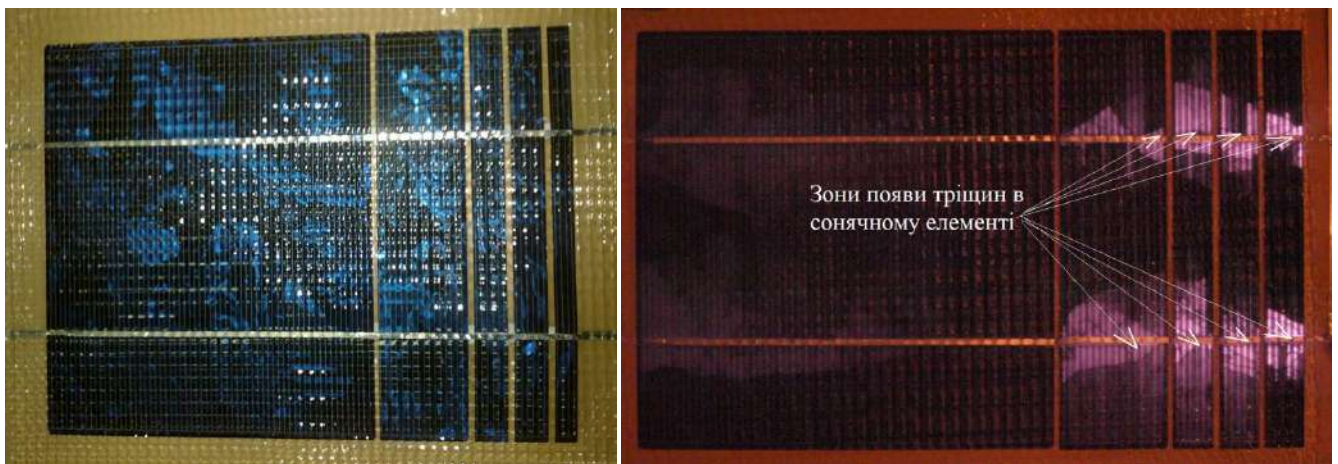


Рис.3.12. Варіант збірного блоку СЕ та дефекти під час його створенні

Процес створення такого блоку є затратним та складним, тому для початкових досліджень використовується блок, що складається з 1 сонячного елемента розмірами 156x156.

### 3.3. Використання адитивних технологій під час виготовлення елементів БЛА на СЕ

В останні роки можливості 3D друку значно розширилися. Висока точність 3D друку дозволяє виготовляти деталі високої складності за прийнятні часові терміни та з мінімальною кількістю виробничих відходів. Разом з цим, відзначається низька вартість готового продукту та можливість виготовлення виробів малими партіями без розробки дорогої технологічної оснастки [51, 52]. Щоб охарактеризувати теперішній рівень розвитку та ефективність застосування технології 3D-друку в авіабудуванні, можна навести в приклад: – безпілотний літак Polecat з розмахом крил 28 м, що створений компанією Lockheed Martin. 90 % літака виконані з композитних матеріалів і більшість із полімерних деталей були виготовлені методом швидкісного тривимірного друку. Таким чином 3D друк є альтернативою класичним методам виготовлення, таким як: фрезеруванню, литтю, штамповці та іншим. Установлено, що ця технологія дозволяє помітити будь-які помилки в дизайні конструкції та можуть бути виправлені на ранніх стадіях виробництва, а корегування дизайну не вимагає переналаштування виробничих процесів – досить лише змінити цифрову модель [53-55].

В основі технології 3D друку лежить принцип пошарового створення твердого виробу. Асортимент матеріалів, що використовуються при 3D друці є надзвичайно широким в порівнянні з іншими доступними технологіями. У наш час існує більше сотні різновидів пластика для 3D друку. Фактично, сучасний FDM 3D принтер може друкувати будь-яким матеріалом, який плавиться під час нагрівання, і який можна екструдувати в пруток. Зазвичай, для друку використовуються такі термопластики:

- акрилонітрілбутадієнстирол (ABS, АБС),
- полілактид (PLA, ПЛА),
- ударостійкий полістирол (HIPS),
- полівініловий спирт (PVA, ПВА),
- нейлон (Nylon), поліацеталь (POM),

- поліетилентерефталат (PET, ПЕТ).

Характеристики приведених вище пластиків наведені в таблицях 3.2.

Таблиця 3.2

Фізичні характеристики популярних пластиків для 3д друку

Властивість	ABS	PLA	HIPS	PVA	Nylon	POM	PET
Густина, г/см <sup>3</sup>	1,01	1,2- 1,25	1,02- 1,06	1,25- 1,35	1,13	1,14	1,38- 14
Температура друку, °C	230	190	260	190	245	250	240
Максимальна температура при якій зберігається жорсткість конструкції, °C	110	70	90	80	120	110	65
Температурний коефіцієнт температурного розширення, 1/K	75	50	85	н/д	70	65	60

Для експериментальної перевірки технології друку аеродинамічної поверхні був обраний – ABS пластик. Такий вибір обумовлений багатьма факторами, в тому числі – вартість пластику. Для прикладу, середня вартість ABS пластику – 300 грн, PLA – 750 грн, HIPS – 900 грн, PET – 1300 грн, Нейлон – 1500 грн, POM – 1700 грн. Ціни представлені за 1 кг пластику та можуть варіюватися у різних виробників. Також важливим фактором є коефіцієнт термічного розширення, який визначає зміну об'єму готової деталі при зміні температури при сталому тиску. Виготовлення точних виробів з пластику є проблемним, через його схильність до деформації при охолодженні. HIPS широко використовується для створення підтримок нависаючих слоїв деталі, що друкується.

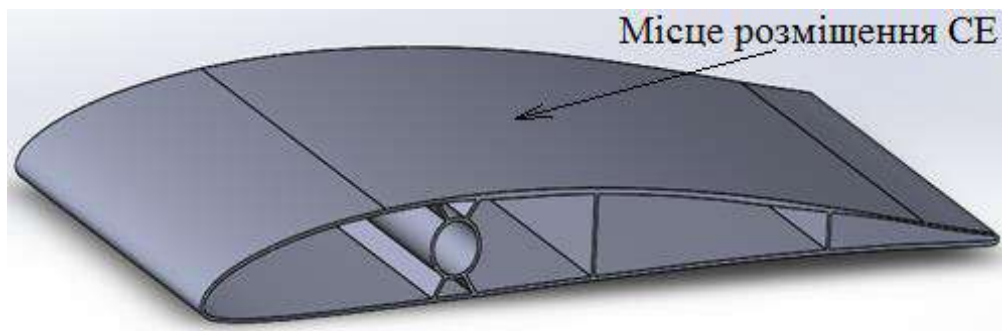


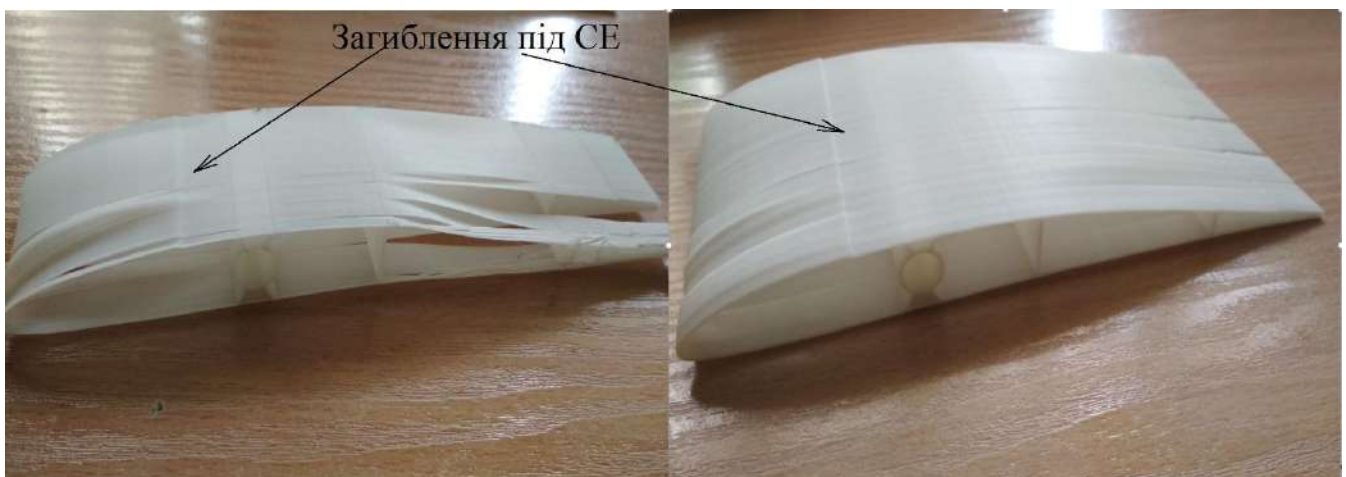
Рис.3.13. Тривимірна модель крила для друку



Тривимірною моделлю, що використовується для друку, представлена у вигляді відсіченої частини крила з хордою 190 мм, з тонкостінною обшивкою, з підтримуючими стінками та конструктивом для встановлення лонжерону круглого перерізу (рис.3.13).

Перед друком важливо визначитись з кількістю шарів пластику для побудови тонкостінних елементів. У нашому випадку тонкостінним елементом є обшивка крила. Кінцевий виріб повинен мати мінімальну масу при збереженні міцності та жорсткості. З цих міркувань було надруковано два дослідні зразки з обшивкою сформованою з одного та двох шарів пластику. Отримані в результаті дослідні зразки представлені на рис.3.14.

Як видно з рис.3.14 отримані зразки є незадовільними для використання в якості крила літального апарату. Складність друку тонкостінних деталей полягає у тому, що ABS пластик має порівняно високий коефіцієнт теплового розширення. При охолодженні, шари які були надруковані раніше мають усадку в об'ємі, через це виникають внутрішні напруження, які відривають шари один від одного.



*а)*

*б)*

Рис.3.14. Зразок крила з ABS пластику:

*а)* – одношарова обшивка; *б)* – двошарова обшивка

На рис.3.15 показані розриви шарів в дослідних зразках. Варто відмітити, що в зразку, який був надрукований з товщиною обшивки в один шар, розриви відбуваються частіше ніж у зразку з двошаровою обшивкою. Це пояснюється

розміром площі взаємодії слоїв. У зразку з двошаровою обшивкою площа взаємодії в два рази більша ніж в зразку з одношаровою обшивкою.



Рис.3.15. Розриви шарів в надрукованих зразках

Одним з варіантів вирішення проблеми є повільне охолодження нижніх надрукованих шарів. Цього можна досягнути шляхом використання принтеру в закритому коробі з підігрівом повітря. Проте такий спосіб породжує проблему «зповзання» шарів один відносно одного, по причині тривалого знаходження в розігрітому стані і пластичності при цьому. Під дією власної ваги шари втрачають свої форму та положення. По завершенню друку таким способом, для зняття внутрішніх напружень, деталь потрібно повільно охолоджувати.

Інший спосіб боротьби з відшаруванням є нанесення клейких речовин на поверхню тонкостінного виробу під час друку.

Все вищенаведене стосується ABS-пластику, деталі надруковані з PLA пластику мають меншу схильність до розривів шарів, так як цей пластик має менше значення коефіцієнту температурного розширення. Прикладом тому є надрукований в два шари носовий обтічник фюзеляжу з PLA пластику.

Проблема використання даного пластику полягає у тому, що він має густину на 25% більшу ніж в ABS-пластику, внаслідок чого вага однакових виробів буде відчутно відрізнятись. Також PLA пластик має недостатню жорсткість для

використання його в елементах несучої конструкції, чим поступається ABS пластику.

Вага згаданих вище зразків надрукованих частин крила довжиною по розмаху 100мм з одношаровою та двошаровою обшивкою є 25гр та 40гр відповідно. Аналогічний за розмірами зразок крила виготовленого з пінопласту покритим шаром скловолокна має вагу 19гр. Крім того таке крило має очевидні переваги в міцності та жорсткості.

Отже можна зробити наступні висновки:

- використання 3D друку дає можливість створювати складні та нестандартні конструкції.
- використання 3D друку для створення аеродинамічних поверхонь на даний час пов'язане з багатьма проблемами, такими як розшарування тонкостінних конструкції та значна маса готового виробу.
- створення методом 3D друку легких авіаційних конструкцій, які відповідають потребам, можливе при використанні нових, або більш дорогих матеріалів. Використання ABS-пластику не дозволяє отримати якісну аеродинамічну поверхню.

### 3.4. Енегроустановка БЛА на СЕ

В якості сонячних елементів використовувались промислові кремнієві елементи розміром 125x125мм, 156x156мм, як монокристалічні так і полікристалічні з ефективністю  $\eta_{c.e.} = 19-21\%$ . Товщина пакету полікарбонат-ЕВА-елемент-ЕВА-полікарбонат в різних варіаціях становила 0,7-1,3мм. Дослідження проводились за двома напрямками: отримання максимальної потужності та мінімальної маси конструкції сонячної панелі. Максимальна енергетична ефективність була реалізована: підбором кількості панелей, виходячи з умови рівності потрібної та наявної потужності; вибором ефективних місць розміщення елементів на поверхні крила з мінімізацією негативного впливу на аеродинамічні показники. Найбільш ефективними виявились монокристалічні панелі 156x156мм.

При цьому частка покриття сонячними панелями поверхні крила становила до 60 % – не були покриті носок крила та елевони.

Крім того, досліджена ефективність використання різних видів плівок для покриття сонячних елементів (рис.3.16). Спектри пропускання матеріалів покриття було виміряно за кімнатної температури з використанням спектрометра Avantes AvaSpec-2048.

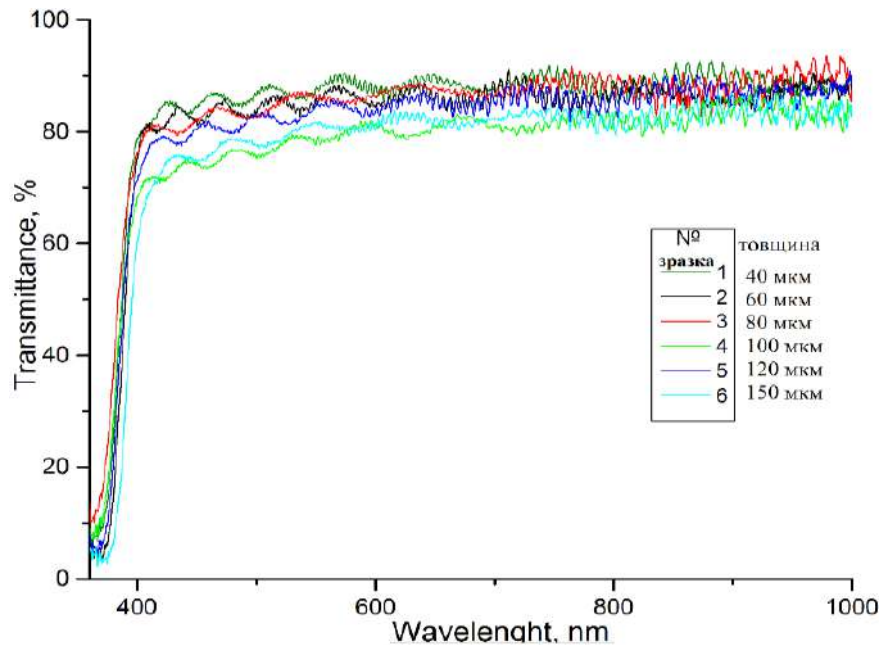


Рис.3.16. Спектральна залежність оптичного пропускання плівок зразків № 1-7

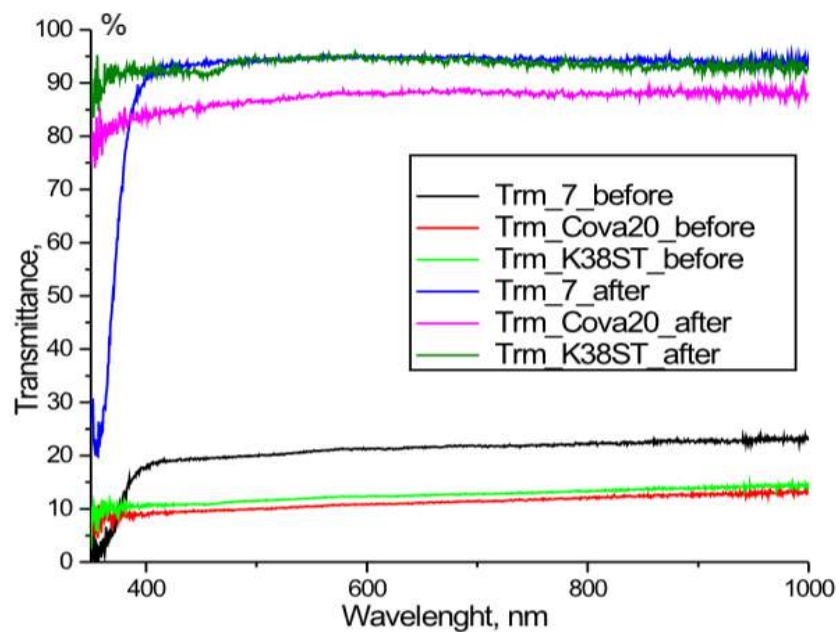


Рис.3.17. Спектральна залежність оптичного пропускання зразків клею № 7, Eva Cova20

Крім того проведено дослідження спектрів оптичного пропускання зразків №7, Eva Cova20 та Eva K38ST-N (клей) перед нагріванням та після нагрівання до температури 200 °С (рис.3.17). Встановлено, що для сонячних елементів доцільніше використовувати зразки клею №7, Eva K38ST-N, через високу пропускну здатність та плівку мінімальної товщини.

Досліджено різні варіанти ламінування сонячних елементів, в результаті чого маса покриття одного елемента була знижена з 60 до 23.гр (пакет полікарбонат-елемент-EVA-полікарбонат).

Проведений аналіз варіантів ламінування СЕ показав наступні значення маси: ламінат + EVA + СЕ + EVA + ламінат – 80гр.; ламінат + СЕ + EVA + ламінат – 65гр.

При однаковій якості люмінісценції зразків – 2 зразок був легшим на 15 гр, що й вплинуло на вибір його за базу.

Важливий варіант введення СЕ в конструкцію крила. Зрозуміло, що міцність сонячних панелей невелика, проте міцність ламінату досить значна. Виходячи з цього, панель може бути напруженим елементом конструкції крила. До того ж введення СЕ в крило може підвищити його живучість, ізолювати від негативних чинників навколишнього середовища. Приклад можливого розміщення панелей в конструкції крила наведено на рис.3.18.

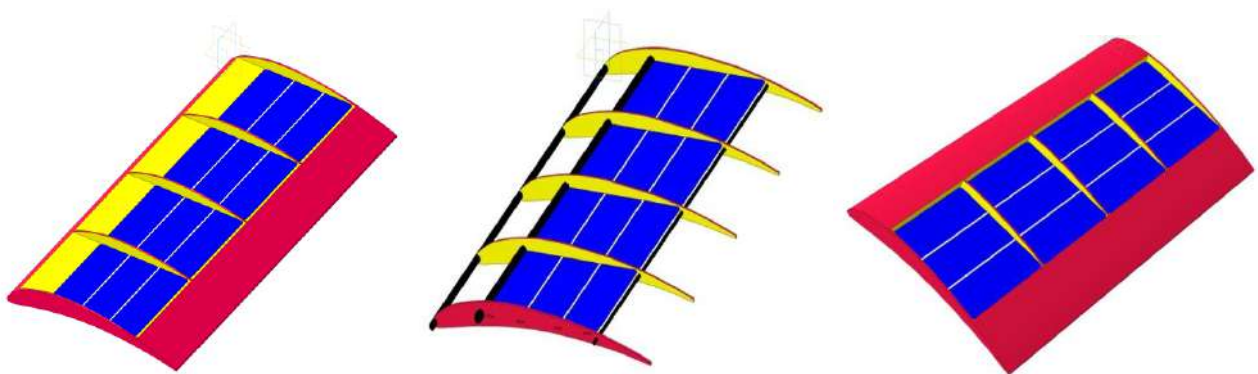


Рис.3.18.Варіанти розміщення СЕ в конструкції крила

Оскільки, кремнієвий СЕ має кристалічну природу, то включення його в роботу конструкції небажане. Відсутність площадки текучості в кристалах

приведе до появи тріщин в СЕ при навантаженні. Тому більший інтерес викликають варіанти розміщення сонячних панелей на поверхні крила. Далі визначено як впливає розміщення СЕ на характеристики крила літака.

Для проведення розрахунку аеродинамічних характеристик створено розрахункову модель крила з розмахом 1000 мм, хордою 240 мм в середовищі PANSYM (рис.3.19).

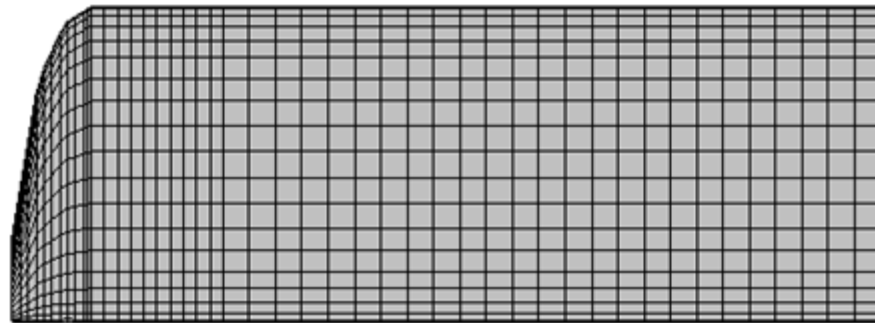


Рис.3.19. Модель крила

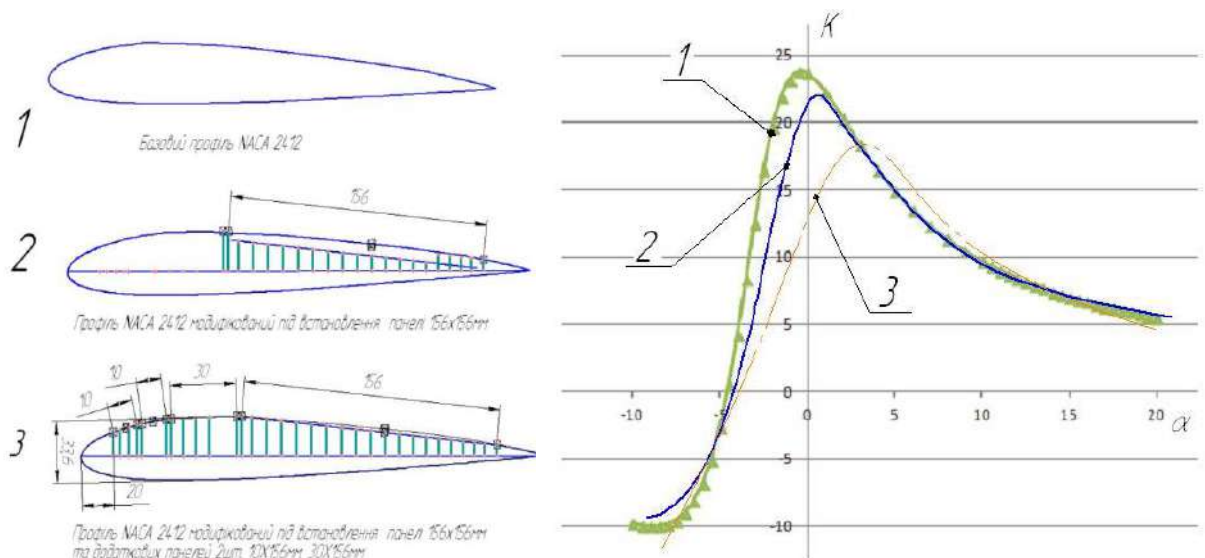


Рис.3.20. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

Для формування моделі було використано 3 профілі: NASA2412, модифікований профіль під встановлення однієї панелі стандартної панелі, та модифікований профіль під встановлення однієї панелі стандартної панелі та декількох відрізків СЕ. Координати твірних профілів бралися з відповідних геометричних моделей, а результати розрахунків залежність аеродинамічної якості від кута атаки наведені на рис.3.20, поляри крила – рис.3.21.

Розрахунки показують, що розміщення на носку крила елементів енергоустановки значно, на 6-7 одиниць, погіршує аеродинамічну якість крила. Якщо привести до відсотків та порівняти з приростом, то при збільшенні площі під панелями на 28%, втрати в аеродинамічній якості крила будуть досягати 20 %. Слід зауважити, що розміщення панелей в носовій частині збільшує складність конструкції та підвищує масу.

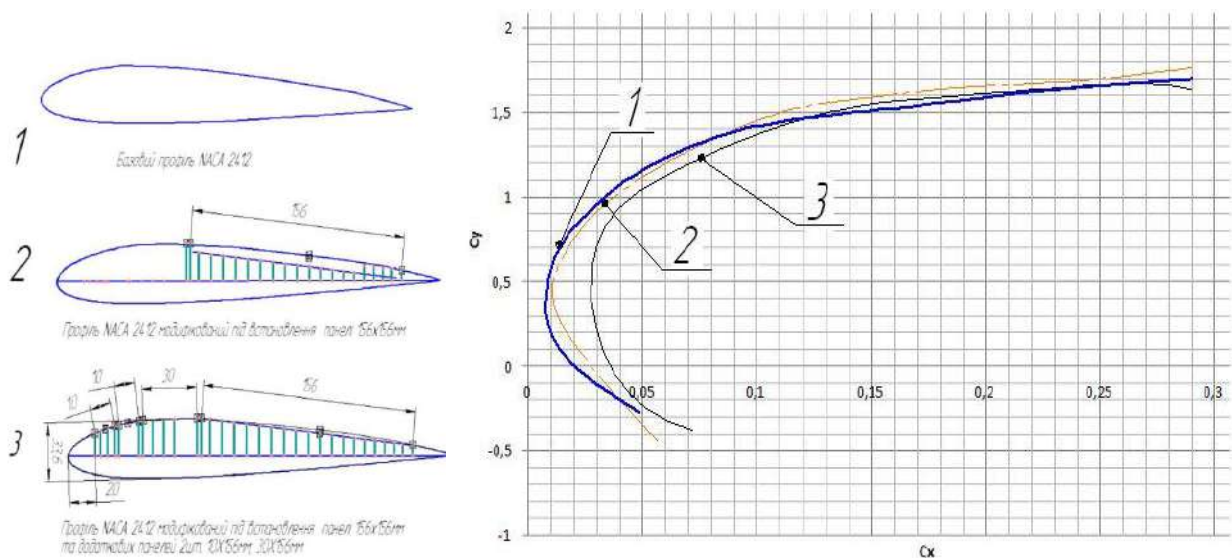


Рис.3.21. Поляри крил

В результаті сформовано послідовність створення крила літака на СЕ. Схема алгоритму наведена на рис.3.22.

Першим етапом створення крила літака є аналіз технічного завдання на літак вцілому та формування вхідних даних на проектування крила. Наступним етапом є аеродинамічне проектування крила, яке дозволяє визначити всі геометричні характеристики крила літака з урахуванням особливостей експлуатації сонячних елементів. Далі виконується проектування та розрахунок робочих характеристик сонячної енергоустановки літака. За умови отримання незадовільних характеристик енергоустановки необхідно повернутися на етап аеродинамічного проектування крила та внести відповідні зміни в геометрію крила. Після отримання задовільних результатів в розрахунку характеристик енергоустановки виконується підбір конструктивно силової схеми та схеми розміщення сонячних

елементів. При отриманні незадовільного результату по параметрам маси та міцності крила необхідно повернутися до етапу аеродинамічного проектування крила, внести певні зміни та пройти алгоритм заново.



Рис.3.22. Алгоритм створення крила літака на сонячній енергії

### 3.5. Стендові дослідження

#### 3.5.1. Дослідження міцності крила з СЕ

В рамках процесу створення ефективного дослідного зразка досліджено збірну та монолітну конструктивно-силові схеми (КСС) крила. Монолітне крило виявилось найкраще пристосоване до жорстких умов експлуатації, тому було обрано за основу під час побудови льотного зразка №3 (рис.3.6.). Крім того, проведено натурний експеримент по руйнуванні консолі такого крила – з розміщеними СЕ та без них (рис.3.23, 3.24).



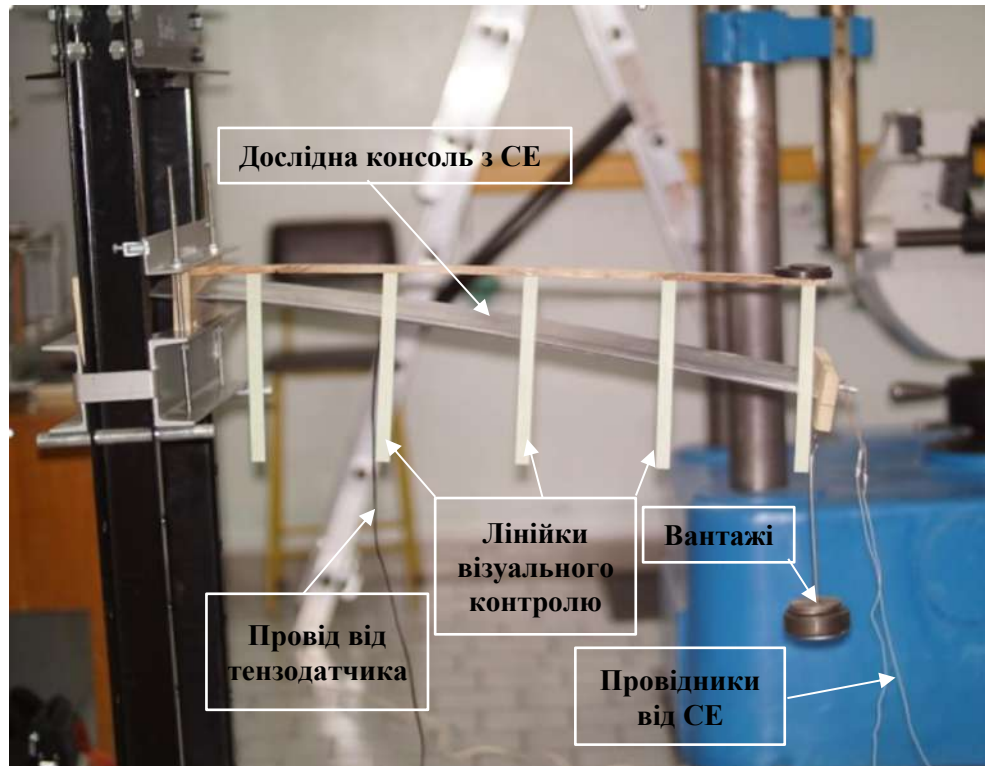


Рис.3.23. Стенд для моделювання напружено-деформованого стану консолі крила

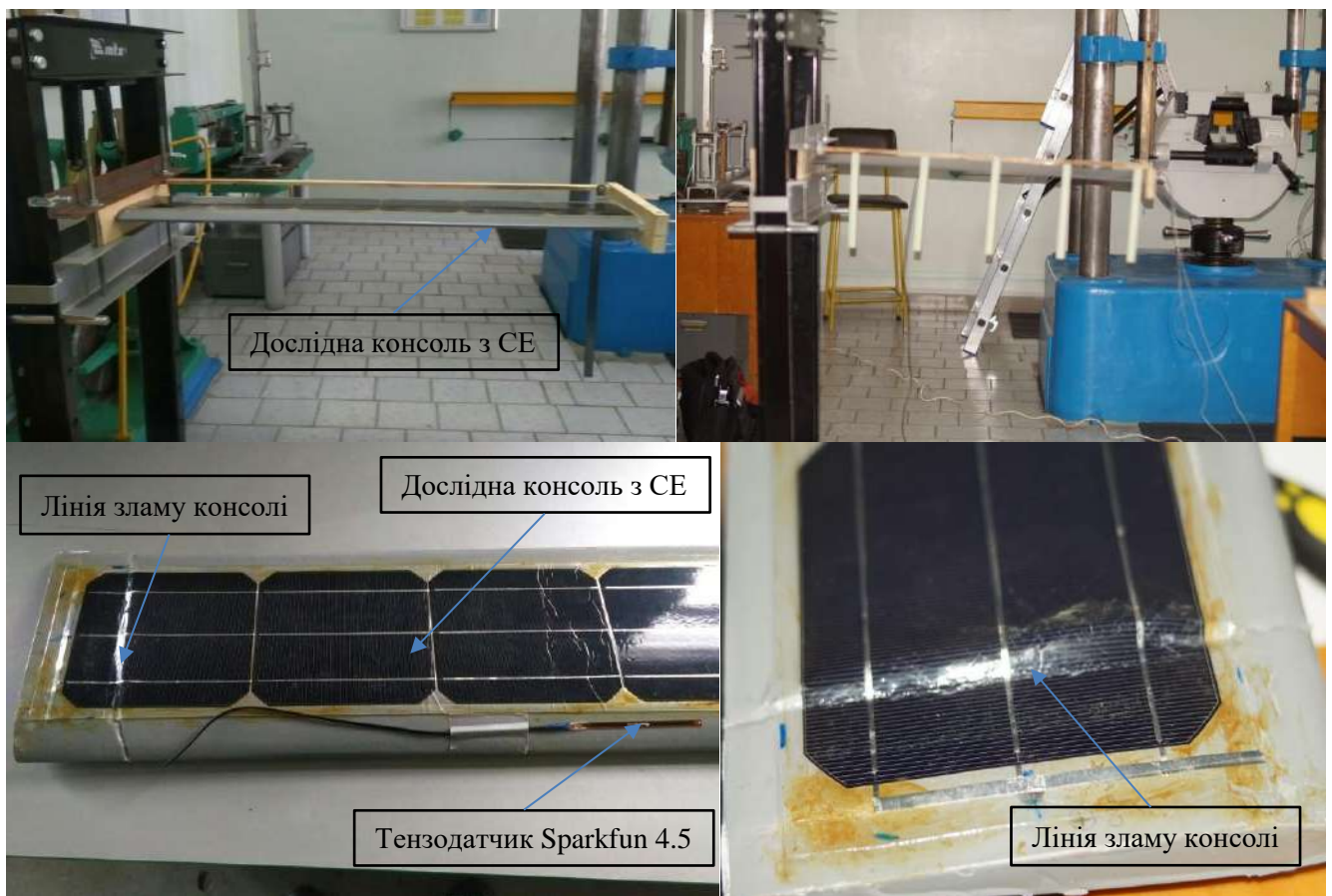


Рис.3.24. Експеримент з руйнування консолі

Крім візуальної фіксації проводився збір даних щодо згину консолі з використанням датчика згину Sparkfun 4.5 під'єданого до 24-бітного аналогово-цифрового перетворювача та плати Arduino Nano V3.0 з мікроконтролером ATmega328. Під час згину пропорційно зростає опір датчика згину (тензорезистора) й величина опору фіксується на компютері в виді .txt – файлів. В подальшому проводиться постобробка отриманих даних та калібрування тензорезистора.

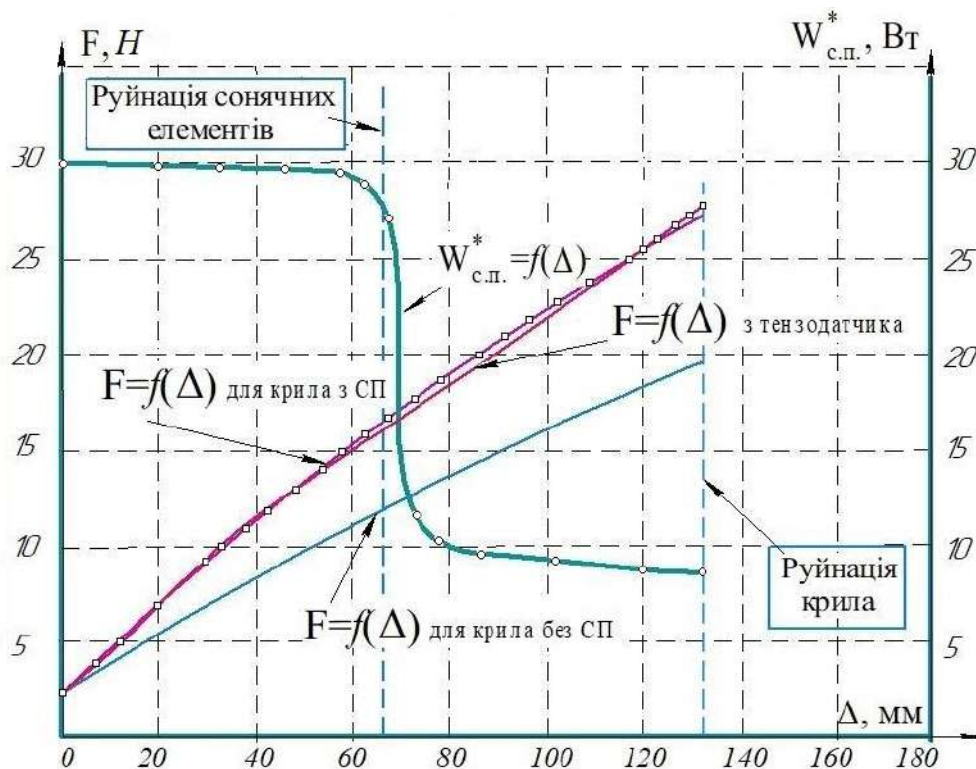


Рис.3.25. Залежність навантаження діючого на консоль крила та потужності СЕ розміщених на ньому від величини переміщення кінця консолі

В результаті отримано (рис.3.25) залежності сили  $F$  діючої на крило та потужності сонячної панелі консолі крила  $W_{с.п.}^*$  від переміщення кінця консолі крила  $\Delta$ . При цьому максимально-можливий прогин для сонячної панелі становив  $\Delta = 0,087l^*$  при куті повороту кінцевого перерізу крила  $\varphi(l^*) = 7^\circ 35'$  (еквівалентно радіусу кривизни  $R^* = 9.53\text{м}$ ), для консолі крила в цілому  $\Delta = 0,174l^*$ ,  $\varphi(l^*) = 14^\circ 26'$  ( $R^* = 4.76\text{м}$ ). Встановлено, що ступінь залучення сонячних панелей в процес сприйняття навантаження становить до 28%.

### 3.5.2. Вибір параметрів СУ

Вибір ефективних складових компонентів силової установки БЛА на СЕ є важливим аспектом задля отримання енергоефективного літака. Для визначення найкращого варіанту компоновання було розроблено та побудовано стенд з визначення енергетичних та силових характеристик СУ (рис.3.26).

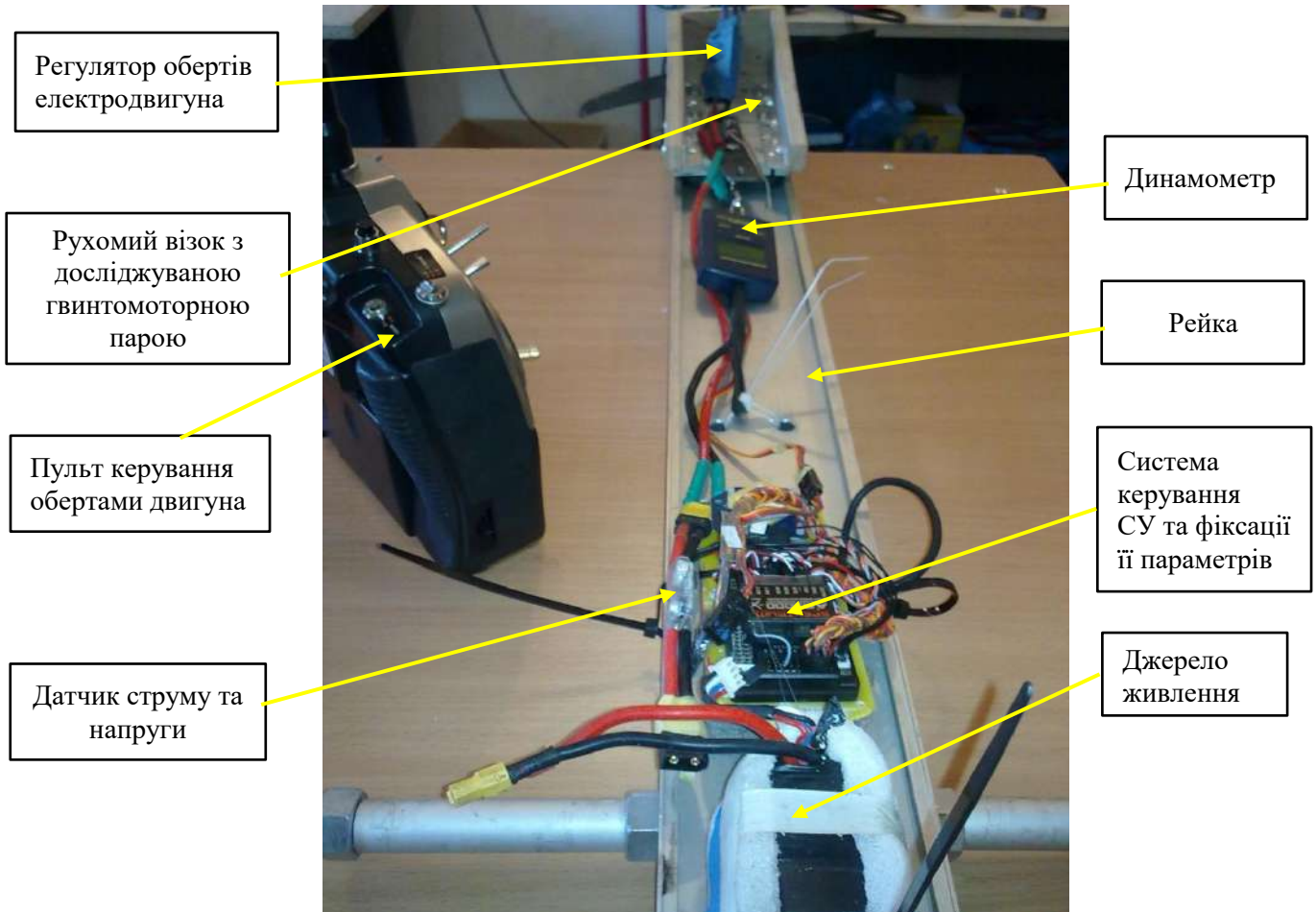


Рис.3.26.Стенд для визначення динамічних та енергетичних характеристик СУ

Для прикладу, результати дослідження проведеного на створеному стенді з визначення тягово-енергетичних характеристик гвинтомоторних пар наведені в табл 3.3. Вхідні дані: електродвигун безколекторний Turnigy 3015A 1000кв; заявлена потужність електродвигуна 580 Вт; максимальний струм споживання 52А; заявлена тяга 1.7кгс; акумулятор 3S 11.1-12.6V.

Разом з тим, важливо розуміти, який з варіантів гвинтомоторної пари оптимальний з точки зору енергоефективності при горизонтальному польоті, оскільки БЛА на СЕ більшість тривалості польоту проводить в даному режимі.

Відповідно на рис.3.27. зображено залежність тяги СУ від її потужності споживання для різних варіантів гвинтомоторної пари.

Таблиця 3.3

Тягово-енергетичні характеристики різних варіантів гвинтомоторної пари

Гвинт (діаметр/крок)							Мах.Р,Вт
самозроблений під 12х6	тяга,кгс	0	0.5	0.7	1	1.47	494,5
	струм,А	0	16	20	36	43	
11х5.5	тяга,кгс	0	0.5	0.6	1	1.1	356,5
	струм,А	0	14	20	28	31	
12х7	тяга,кгс	0	0.5	0.65	1	1.53	517,5
	струм,А	0	16	20	38	45	
11х7	тяга,кгс	0	0.5	0.54	1	1.17	414
	струм,А	0	13	20	27	36	
12х6	тяга,кгс	0	0.5	0.66	1	1.49	471,5
	струм,А	0	13	20	26	41	
10х6	тяга,кгс	0	0.5	0.9	1	1.08	333,5
	струм,А	0	14	20	25	29	
13х6	тяга,кгс	0	0.5	0.75	1	1.95	506
	струм,А	0	10	20	25	44	
16х5.5	тяга,кгс	0	0.5	0.85	1	2.1	632,5
	струм,А	0	14	20	25	55	
14х7	тяга,кгс	0	0.5	0.85	1	2.	575
	струм,А	0		20	27	50	

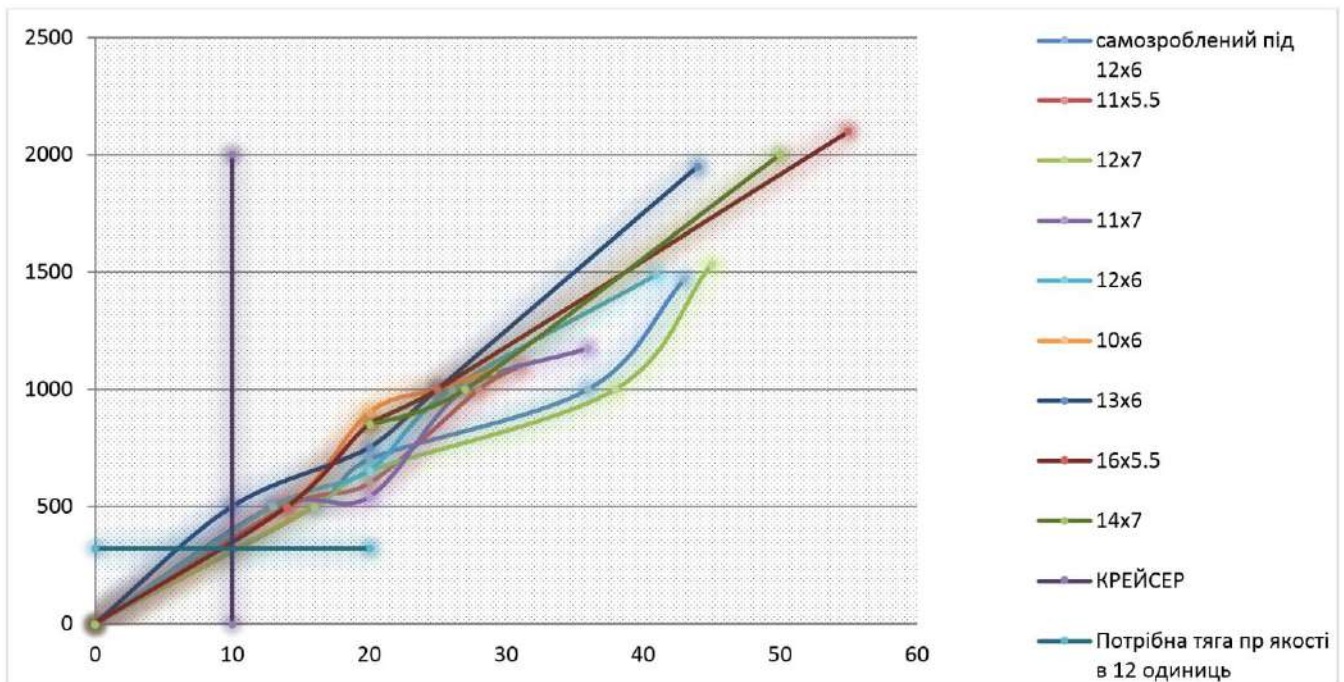


Рис.3.27. Залежність тяги СУ від її потужності споживання для різних варіантів гвинтомоторної пари

Можна помітити, ґрунтуючись на даних показаних в табл.3.3. та рис.3.27, що оптимальний варіант гвинтомоторної пари з точки зору максимальної тягово-енергетичної продуктивності не являється найкращим для виконання етапу горизонтального польоту. Виходячи з цього під час вибору складових СУ варто враховувати їх ефективність на різних етапах польоту.

### 3.5.3. Дослідження роботи блоку відслідкування точки максимальної потужності сонячної енергоустановки

Для ефективної роботи сонячних панелей необхідно мати в системі інвертор з функцією відслідковування точки максимальної потужності. Існують промислові рішення для контролю за роботою сонячних панелей, проте вони використовуються, головним чином, для стаціонарного застосування та не оптимізовані по параметру маси. Для дослідного зразку БЛА на СЕ було розроблено плату контролю за роботою сонячної енергоустановки (рис.3.28).

Плата містить 5 роз'ємів, з них три (XP1, XP2, XP3) вхідні для сонячної системи та два (XS1, XS2) вихідні для підключення силового акумулятора та регулятора швидкості. Схема підключення наведена на рис.3.29.

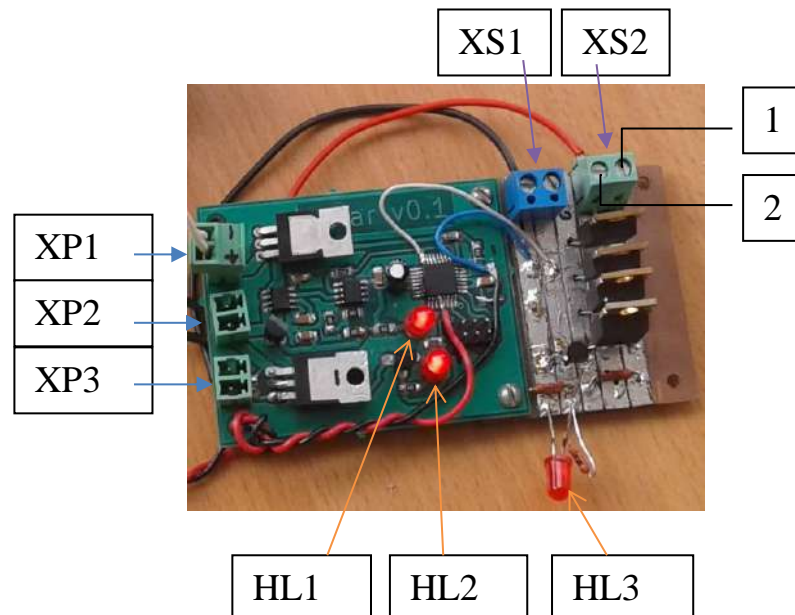


Рисунок 3.28. Зовнішній вигляд плати, позначення роз'ємів та світлодіодних індикаторів

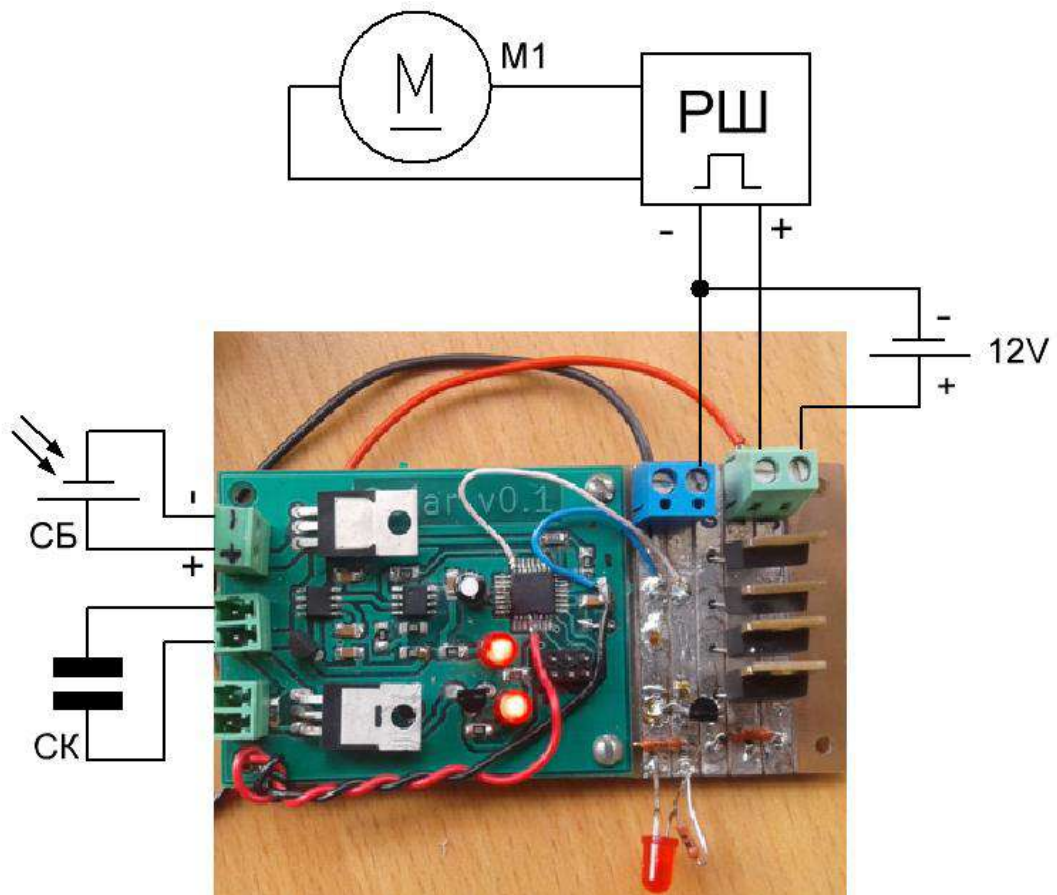


Рисунок 3.29. Схема підключення плати

Плата має три режими роботи в залежності від положення перемикача на пульті управління. Ці режими роботи можна змінювати дистанційно.

Режим 1. Живлення БЛА лише від акумулятора. Для цього перемикач на пульті необхідно перевести в положення «0». В цей момент загориться індикатор HL3. Це означає, що ключ, який керує включенням акумулятора відкритий.

Режим 2. Живлення БЛА одночасно від сонячної батареї та акумулятора. Для цього перемикач на пульті необхідно перевести в положення «1». В цей момент загориться індикатор HL2 – СБ підключений до навантаження і відбувається відслідковування точки максимальної потужності (ТМП) СБ. В результаті в режимі 2 будуть світитися всі три світлодіоди. Цей режим рекомендовано включати лише при робочому двигуні. Без включеного двигуна буде відбуватися зарядка АК від СБ без балансування банок, що може вивести з ладу АК.

Режим 3. Живлення БЛА лише від сонячної батареї. Для цього перемикач на пульті необхідно перевести в положення «2». В цей момент загасне індикатор HL3 – акумулятор відключено. У цьому режимі працює лише сонячна батарея і відбувається відслідковування ТМП. Схему можна підключити так, що не буде відслідковуватись ТМП. Для цього роз'єм «мама» необхідно витягнути з роз'ємом ХР1 та перемістити в роз'єм ХР3.

Режим 4. Живлення БЛА лише від сонячної батареї без відслідковування ТМП. Перемикач на пульті в положенні «2». В цьому режимі СК можна зняти з БЛА, хоч це не обов'язково.

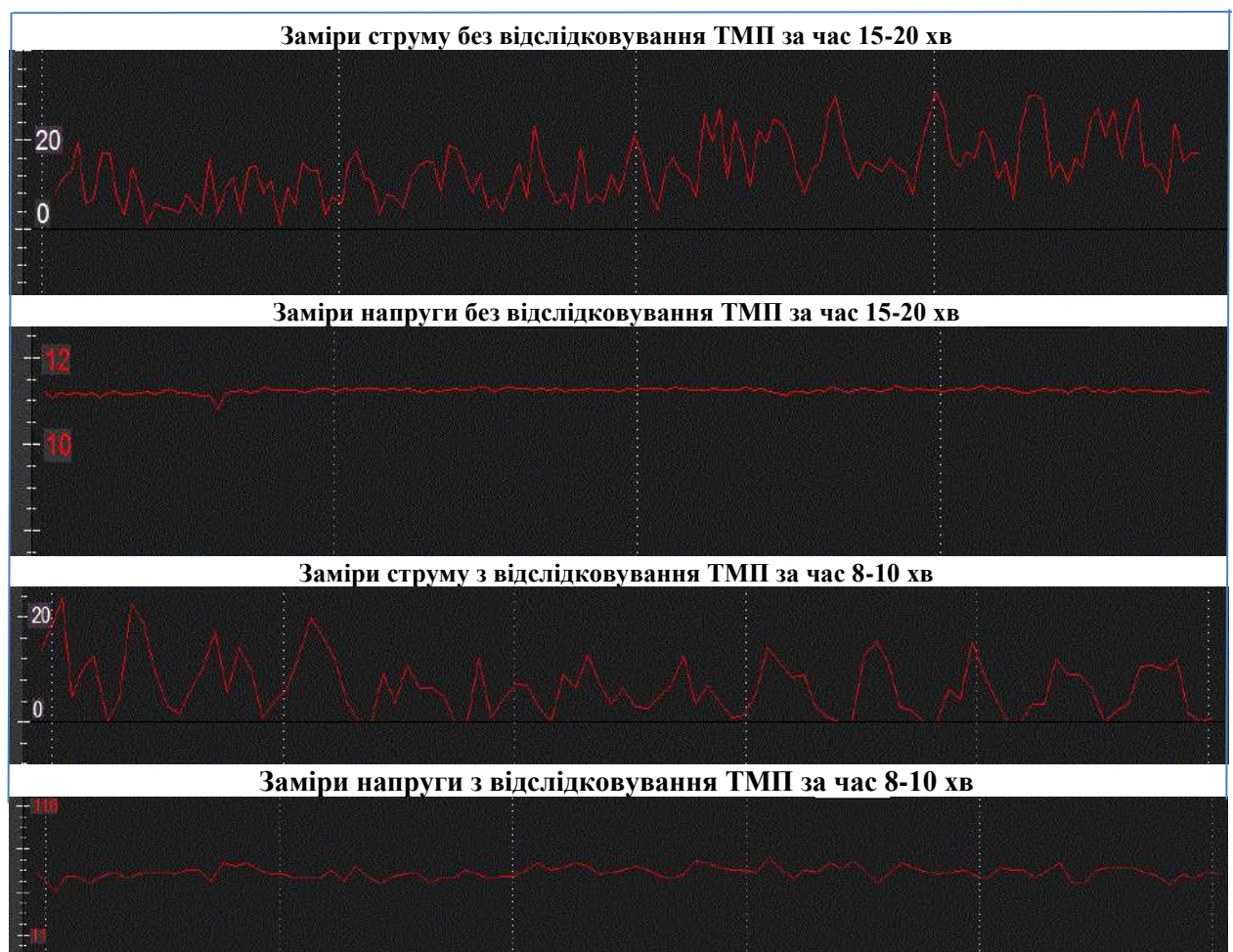


Рис.3.30. Залежності струму, напруги від часу польоту

Режим 5. Живлення БЛА одночасно від сонячної батареї та акумулятора без відслідковування ТМП. Перемикач на пульті в положенні «0» або «1». Цей режим також рекомендовано включати лише при робочому двигуні. Без включеного

двигуна буде відбуватися зарядка АК від СБ без балансування банок, що може вивести з ладу АК.

Для оцінки роботи плати отримано дані польотів сонцельота з увімкненим оптимізатором та без нього, приблизно в однакових умовах освітлення, зокрема: залежності струму, напруги та потужності від часу польоту (рис.3.30., табл.3.4.).

Таблиця 3.4

## Величина струму, напруги та потужності від часу польоту

Без оптимізатора				З оптимізатором			
ЧАС	Напруга, V	Струм, A	Потужність, Вт	ЧАС	Напруга, V	Струм, A	Потужність, Вт
13:39:12.980	11,3	9,11	102,943	14:16:31.558	11,30	8,95292	101,20
13:39:13.762	11,25	9	101,25	14:16:32.557	11,25	8,84292	99,52
13:39:14.563	11,29	9,04	102,0616	14:16:33.556	11,29	9,19708	103,86
13:39:15.345	11,27	9,05	101,9935	14:16:34.556	11,27	9,20708	103,79
13:39:16.035	11,28	9,06	102,1968	14:16:35.557	11,28	9,06	102,21
13:39:17.003	11,28	8,73	98,4744	14:16:36.563	11,28	8,88708	100,29
13:39:18.025	11,26	9,13	102,8038	14:16:37.563	11,27	8,97292	101,09
13:39:19.024	11,24	9,05	101,722	14:16:38.563	11,25	8,89292	100,01
13:39:20.023	11,27	9,01	101,5427	14:16:39.563	11,27	9,01	101,55
13:39:21.005	11,29	8,34	94,1586	14:16:40.562	11,29	8,34	94,18
13:39:22.024	11,28	9,1	102,648	14:16:41.563	11,28	8,94292	100,89
13:39:23.023	11,24	8,46	95,0904	14:16:42.562	11,24	8,46	95,11
13:39:24.024	11,23	9,2	103,316	14:16:43.562	11,24	9,2	103,39
13:39:25.003	11,29	8,94	100,9326	14:16:44.561	11,29	8,78292	99,17
13:39:26.004	11,27	9,13	102,8951	14:16:45.563	11,27	9,13	102,92
13:39:27.002	11,32	9,06	102,5592	14:16:46.565	11,32	9,06	102,59
13:39:28.004	11,29	9,01	101,7229	14:16:47.565	11,29	8,85292	99,99
13:39:29.004	11,26	9,33	105,0558	14:16:48.564	11,27	9,48708	106,92
13:39:30.005	11,26	9,02	101,5652	14:16:49.564	11,27	8,86292	99,88
13:39:31.003	11,29	9,3	104,997	14:16:50.563	11,30	9,3	105,08
13:39:32.003	11,22	9,02	101,2044	14:16:51.564	11,23	9,02	101,29
13:39:33.004	11,21	8,8	98,648	14:16:52.565	11,22	8,64292	96,96
13:39:34.003	11,21	9,03	101,2263	14:16:53.563	11,21	9,18708	102,99
13:39:35.001	8,73	9	78,57	14:16:54.563	11,30	9	101,70
13:39:36.003	11,3	9,02	101,926	14:16:55.582	11,31	8,86292	100,24
13:39:37.005	11,27	8,4	94,668	14:16:56.583	11,28	8,4	94,74
13:39:38.005	11,24	8,77	98,5748	14:16:57.584	11,25	8,77	98,63
13:39:39.005	11,26	8,88	99,9888	14:16:58.583	11,27	8,72292	98,27
13:39:40.004	11,29	8,84	99,8036	14:16:59.582	11,29	8,68292	98,06
13:39:41.004	11,27	8,4	94,668	14:17:00.582	11,27	8,55708	96,48
13:39:42.005	11,28	9,12	102,8736	14:17:01.583	11,29	8,96292	101,19
13:39:42.985	11,26	9,04	101,7904	14:17:02.585	11,26	9,04	101,80
13:39:43.984	11,28	8,74	98,5872	14:17:03.584	11,28	8,58292	96,84



<i>Продовження табл. 3.4</i>							
13:39:44.984	11,27	8,54	96,2458	14:17:04.583	11,27	8,54	96,25
13:39:45.984	11,25	8,83	99,3375	14:17:05.602	11,25	8,83	99,35
13:39:46.985	11,26	8,91	100,3266	14:17:06.603	11,26	8,91	100,34
13:39:47.984	11,27	8,6	96,922	14:17:07.602	11,27	8,44292	95,19
13:39:48.983	11,29	8,8	99,352	14:17:08.605	11,30	8,64292	97,65
13:39:49.985	11,28	9,09	102,5352	14:17:09.603	11,29	9,24708	104,37
13:39:50.986	11,27	9,13	102,8951	14:17:10.607	11,27	9,13	102,92
13:39:51.984	11,3	8,82	99,666	14:17:11.605	11,31	8,82	99,72
13:39:52.983	11,27	8,95	100,8665	14:17:12.604	11,27	9,10708	102,64
13:39:53.984	11,25	9,18	103,275	14:17:13.600	11,25	9,02292	101,53
13:39:54.983	11,27	8,83	99,5141	14:17:14.601	11,28	8,83	99,57
13:39:55.984	11,28	9,02	101,7456	14:17:15.602	11,29	9,02	101,80
13:39:56.984	11,3	8,76	98,988	14:17:16.605	11,30	8,60292	97,25
13:39:57.983	11,26	9,02	101,5652	14:17:17.604	11,26	9,02	101,57
13:39:58.984	11,3	9,08	102,604	14:17:18.605	11,30	9,08	102,64
13:39:59.984	11,29	9,06	102,2874	14:17:19.602	11,30	8,90292	100,59
13:40:00.984	11,28	9	101,52	14:17:20.601	11,28	9,15708	103,31
13:40:01.983	11,03	9,18	101,2554	14:17:21.604	11,04	9,18	101,31
13:40:02.984	11,35	9,3	105,555	14:17:22.602	11,36	9,14292	103,86
13:40:03.983	11,27	8,82	99,4014	14:17:23.600	11,27	8,97708	101,20
13:40:04.983	11,28	8,72	98,3616	14:17:24.601	11,29	8,72	98,42
13:40:05.964	11,29	9	101,61	14:17:25.602	11,29	9,15708	103,40
13:40:06.964	11,27	9	101,43	14:17:26.602	11,28	8,84292	99,71
13:40:07.964	11,27	9	101,43	14:17:27.605	11,27	8,84292	99,68
13:40:08.965	11,24	9,09	102,1716	14:17:28.605	11,25	9,09	102,26
13:40:09.965	11,25	8,73	98,2125	14:17:29.606	11,25	8,57292	96,48
13:40:10.964	11,25	8,77	98,6625	14:17:30.602	11,25	8,61292	96,91
13:40:11.964	11,29	8,93	100,8197	14:17:31.603	11,30	9,08708	102,64
13:40:12.965	11,27	8,88	100,0776	14:17:32.604	11,28	8,88	100,16
13:40:13.964	11,27	9	101,43	14:17:33.604	11,27	8,84292	99,69
13:40:14.965	11,27	9	101,43	14:17:34.601	11,27	9	101,45
13:40:15.964	11,26	8,77	98,7502	14:17:35.602	11,26	8,61292	97,02
13:40:16.964	11,28	9,01	101,6328	14:17:36.606	11,28	9,16708	103,42
13:40:17.964	11,23	9,19	103,2037	14:17:37.604	11,24	9,03292	101,51
13:40:18.964	11,27	9,12	102,7824	14:17:38.605	11,28	9,12	102,86
13:40:19.968	11,28	8,96	101,0688	14:17:39.606	11,29	8,80292	99,36
13:40:20.966	11,28	9,16	103,3248	14:17:40.603	11,29	9,16	103,41
13:40:21.966	11,26	9,01	101,4526	14:17:41.602	11,26	9,16708	103,24
13:40:22.967	11,29	9,08	102,5132	14:17:42.603	11,29	9,23708	104,33
13:40:23.963	11,29	9	101,61	14:17:43.603	11,30	8,84292	99,89
13:40:24.946	11,28	9,02	101,7456	14:17:44.601	11,28	8,86292	100,00
13:40:25.944	11,22	9,13	102,4386	14:17:45.604	11,22	9,13	102,45
13:40:26.945	11,22	8,76	98,2872	14:17:46.603	11,23	8,76	98,35
13:40:27.963	11,26	8,78	98,8628	14:17:47.604	11,27	8,78	98,95
13:40:28.944	11,28	9,05	102,084	14:17:48.605	11,29	8,89292	100,39
13:40:29.962	11,31	9	101,79	14:17:49.603	11,32	9	101,87
13:40:30.944	9,01	9	81,09	14:17:50.602	11,27	9,15708	103,20

### 3.6. Методика льотного експерименту

Для успішного виконання польотного завдання необхідно встановити основні параметри етапів польоту та на основі їх провести коректне налаштування автопілоту.

#### 3.6.1. Зліт

Даний етап завжди супроводжується значними енергозатратами, оскільки спочатку нерухомому тілу необхідно передати достатню кількість енергії для досягнення необхідної швидкості зльоту. Умовно БЛА можна розділити на ті, що для здійснення зльоту використовують виключно власну силову установку; ті, що виконують вліт з використанням стартового пристрою (катапульти, леєра, буксира тощо) і міні БЛА [56,57], що стартують з рук. Характеристика кожного з розглянутих варіантів зльоту представлена на рис.3.31.

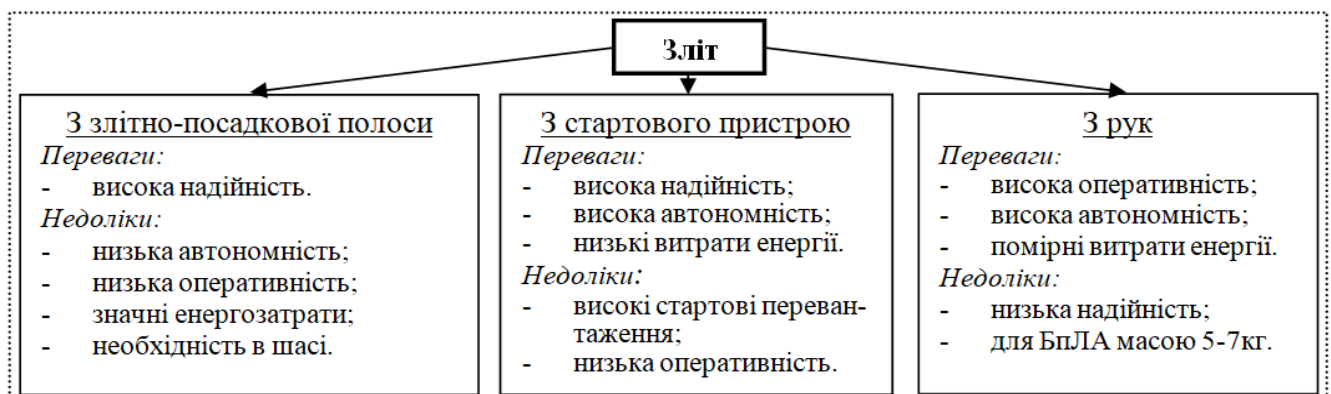


Рис.3.31. Основні варіанти зльоту БЛА

*Зліт з злітно-посадкової смуги.* Під час зльоту з розбігом важливо знати його довжину. Вона безпосередньо залежить від питомого навантаження на крило  $q$  (відношення зльотної маси  $m_0$  до площі крила  $S$ ), потужності силової установки, механізації крила та якості поверхні для розбігу. В результаті розбігу літальний апарат повинен досягти швидкості відриву  $V_{відр.}$ . Відповідно [58] швидкість відриву може бути визначена за наступною формулою (3.1):

$$V_{відр.} = 14,4 \sqrt{\frac{m_0 / S_{кр}}{C_{y_{відр.}}}}, \quad (3.1)$$

де  $C_{y_{\text{відр.}}}$  – коефіцієнт підйомної сили при відриві (зазвичай  $C_{y_{\text{відр.}}} \leq 0,83C_{y_{\text{max.}}}$ ).

Довжина розбігу при цьому рівна:  $L_p \leq V_{\text{відр.}}^2 / 2a$ , де  $a = g(0,95P_0 / G - 0,5(f_{\text{тер}} + 1 / K_{\text{відр.}}))$  – середнє прискорення під час розбігу,  $G$  – вага літального апарату,  $f_{\text{тер}}$  – коефіцієнт тертя коліс шасі,  $K_{\text{відр.}}$  – аеродинамічна якість літального апарату при відриві.

*Зліт зі стартового пристрою* більш практичний вид startу, оскільки не вимагає спеціальних майданчиків. За принципом дії катапульти бувають: механічні, пневматичні, гідравлічні та інші. Для безпечного виконання місії літальний апарат після сходу з катапультного пристрою повинен досягти швидкості сходу  $V_{\text{сходу}} = 1,2 \dots 1,3V_{\text{звал.}}$ , де  $V_{\text{звал.}}$  – швидкість звалювання, і висоти, яка виключає зіткнення з наземними об'єктами.

*Зліт з рук.* Даний вид startу характеризується в основному кутом набору висоти, імпульсом кидка, необхідною потужністю силової установки, а також аеродинамічними характеристиками БЛА (умова startу  $V_{\text{сходу}} > V_{\text{звал.}}$ ).

Оскільки для БЛА на СЕ важливо мінімізувати енерговитрати, масу, і перевантаження, то раціональним варіантом для зльоту є зліт з рук (для БЛА класу міні) і зліт з злітно-посадкової смуги (для інших класів).

Якщо прийняти, що зліт БЛА на сонячній енергії це період, від моменту спокою до моменту досягнення певної висоти (наприклад, висоти горизонтального польоту), то можна визначити залежності між енерговитратами і основними параметрами даного етапу.

Етап характеризується в основному кутом нахилу траєкторії  $\Theta$ , швидкістю набору  $V_{\text{наб.}}$ , потребою потужністю силової установки  $N_{\text{наб.}}$  і аеродинамічними характеристиками літака. Швидкість  $V_{\text{наб.}}$  та потрібна потужність набору  $N_{\text{наб.}}$  можуть бути визначені за такими залежностями (3.2, 3.3):

$$V_{\text{наб.}} = \sqrt{\frac{2G \cos \Theta}{\rho S_{\text{кр}} C_y}}, \quad (3.2)$$

$$N_{\text{наб.}} = X_a V_{\text{наб.}} + G V_{\text{наб.}} \sin \Theta, \quad (3.3)$$

де  $\rho$  – густина повітря,  $C_y$  – коефіцієнт підйомної сили,  $X_a$  – сила опору, діюча на літальний апарат.

При заданій висоті набору  $H$  енергозатрати  $E_{\text{взл.}}$  і час набору  $t_{\text{наб.}}$  відповідно рівні (3.4, 3.5) :

$$E_{\text{взл.}} = N_{\text{наб.}} t_{\text{наб.}} = H \left( \frac{X_a}{\sin \Theta} + G \right), \quad (3.4)$$

$$t_{\text{наб.}} = \frac{H}{V_{\text{наб.}} \sin \Theta} = \int_0^H \frac{dH}{V_{\text{наб.}} \sin \Theta} \quad (3.5)$$

Якісний характер взаємовпливу параметрів вищеописаних залежностей в узагальненому вигляді представлений на рис.3.32.

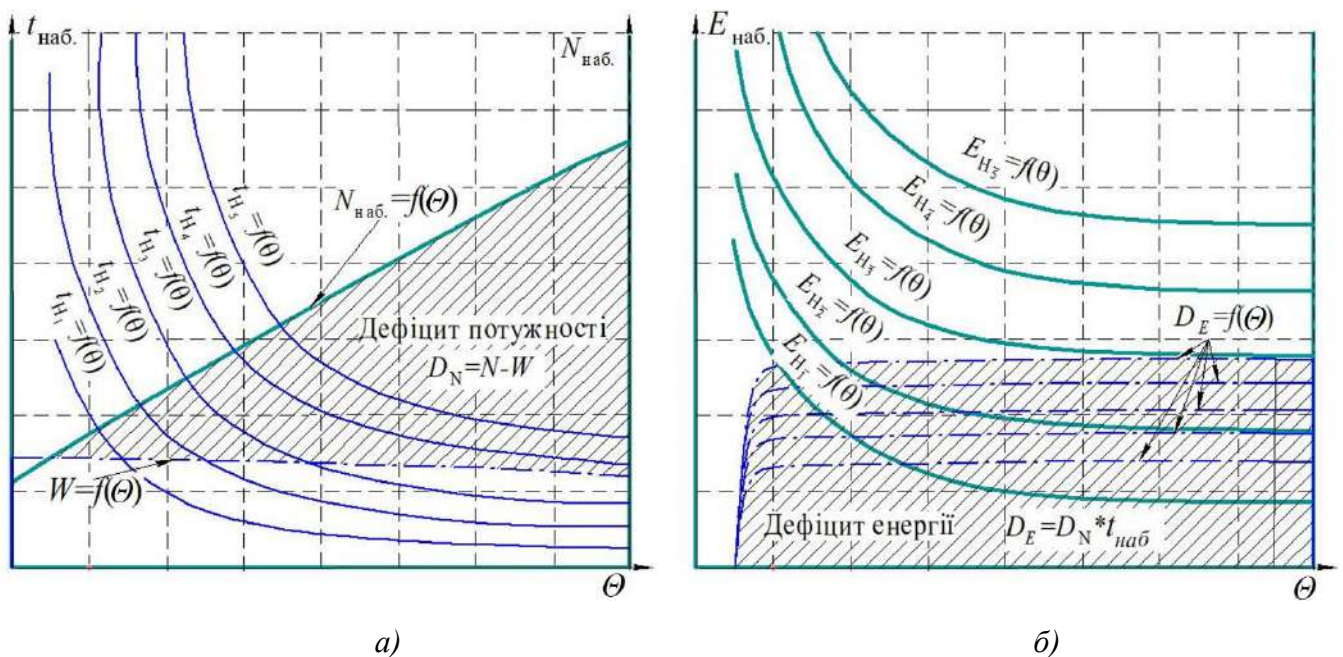


Рис.3.32. Характер взаємовпливу основних параметрів зльоту БЛА:

а) – залежність часу необхідного для набору висот  $H_1..H_5$  і потрібної потужності  $N_{\text{наб.}}$  від кута нахилу траєкторії  $\Theta$  ( $W$  – поточна потужність сонячних панелей); б) – залежність витраченої енергії  $E_{H_1}..E_{H_5}$  і її дефіциту  $D_E$  від висоти  $H_1..H_5$  і кута нахилу траєкторії  $\Theta$

Виходячи з даних наведених на рис.3.32, очевидно, що зі збільшенням кута нахилу траєкторії фактична потужність  $W(\Theta)$ , згенерована сонячною енергоустановкою, зменшується. Причиною цього є зменшення площі планової проекції сонячних елементів на горизонтальну площину. До того ж, величина

необхідної потужності  $N_{\text{наб.}}$  стрімко зростає зі збільшенням кута атаки. В результаті формується значний дефіцит потужності  $D_N = N - W$  (різниця між необхідною потужністю і потужністю згенерованою сонячною енергоустановкою). Процес визначення параметрів зльоту ускладнюється тим, що при остаточному виборі кута  $\Theta$  необхідно ввести корекцію в бік збільшення, на можливу наявність в зоні зльоту дерев, ліній електропередач і т.д.. Таким чином, логіка вибору енергетичних параметрів на етапі зльоту зводиться до визначення кута нахилу траєкторії  $\Theta$ , величини необхідної потужності  $N_{\text{наб.}}$  та дефіциту енергії  $D_E$ .

Таблиця 3.5.

Вхідні параметри експериментального (льотного) зразка БЛА на СЕ

Параметри	Значення
Потребна потужність для виконання горизонтального польоту $N_{\text{г.п.}}$ , Вт	90
Потужність сонячної установки при горизонтальному польоті $W_{\text{г.п.}}$ , Вт	110
Площа крила $S$ , м <sup>2</sup>	0.91
Злітна маса літального апарату $m_0$ , кг	4.4
Коефіцієнт підйомної сили під час горизонтальному польоті $C_y$	0.25

Аналізуючи досвід, проведення польотів експериментального (льотного) зразка БЛА на СЕ раціональним кутом зльоту, що гарантує безпечний зліт, є кут в межах 15 градусів (рис.3.33.). Оскільки на початковому етапі розрахунку більшість параметрів невідомі, саме кут атаки стає змінною, від якої ми можемо відштовхуватися під час визначення величин відсутніх параметрів. Маючи залежності  $N_{\text{наб.}} = f(\Theta)$ ,  $W = f(\Theta)$  і значення кута набору висоти  $\Theta$  рис.3.33а, легко визначити значення необхідної потужності  $N_{\text{наб.}}$ , потужності енергоустановки  $W$  і фактичний дефіцит потужності  $D_N$ . Використовуючи криві  $E_{\text{наб.}} = f(\Theta)$  і  $D_E = f(\Theta)$  з рис.3.33б можна отримати величину дефіциту енергії  $D_E$ , яка накопичиться за час досягнення певної висоти. За результатами аналізу даних (див.рис.3.33б) визначені раціональні параметри для етапу зльоту експериментального (льотного) зразка БЛА на СЕ, які будуть використані під час налаштування автопілота.

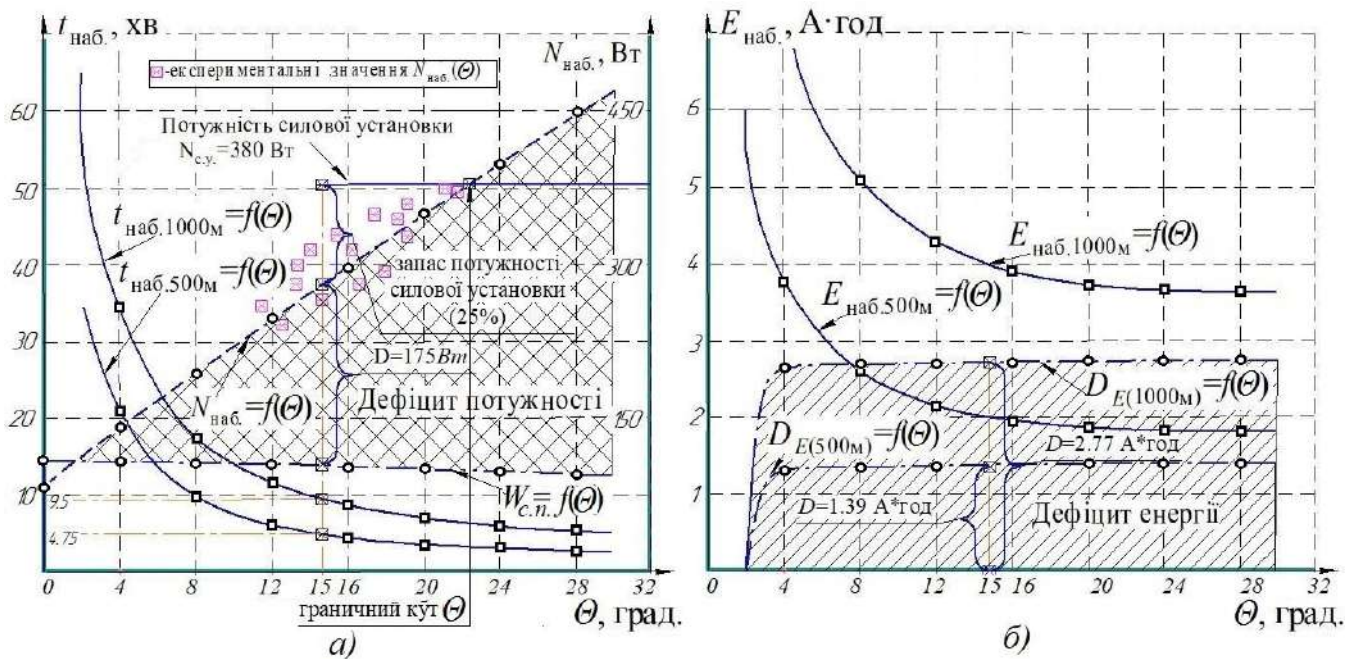


Рис.3.33. Характеристики зразка БЛА на СЕ на етапі зльоту при зміні кута  $\Theta$  :

а) – залежність часу необхідного для набору висот 500,1000м і потрібної потужності при цьому від кута нахилу траєкторії ( $W_{\text{с.п.}}$  – поточна потужність сонячних панелей); б) – залежність витраченої енергії  $E_{\text{наб}}$  і її дефіциту  $D_E$  при наборі висоти 500, 1000м від кута нахилу траєкторії

З вищенаведених даних випливає, що літак на сонячній енергії для виконання етапу зльоту і набору робочої висоти повинен мати додаткове джерело живлення (акумулятор), з метою компенсації дефіциту енергії. Використовувати для цих цілей надлишок сонячних елементів нераціонально, оскільки на етапі горизонтального польоту (основний етап) певна кількість СЕ буде не задіяна, і конструкція вийде масово неефективною. Наприклад, експериментальному (льотному) зразку БЛА на СЕ для зльоту потрібно приблизно в три рази більше необхідної потужності ніж для горизонтального польоту. Для забезпечення такої потужності необхідно розмістити  $1,5\text{м}^2$  сонячних елементів, це в рази збільшує розмах, вагу, подовження крила, що не являється раціональним.

У дослідному зразку був використаний для компенсації енергії акумулятор ємністю 2.2-4.0  $\text{А} \cdot \text{год}$ . Також, варто закласти запас потужності силової установки. У нашому випадку він становить близько 25%, що дозволяє збільшити граничний кут нахилу траєкторії, тим самим підвищити експлуатаційні можливості ЛА.

Для більшості БЛА час зльоту і набір висоти становить <5% від загального часу польоту. Якщо час досягнення робочої висоти не нормовано, то можна знизити дефіцит енергії шляхом зменшення кута набору висоти і збільшення потужності СЕ. У такому випадку період зльоту та набору робочої висоти може становити до 20% від загального часу польоту, що погіршить експлуатаційну ефективність літака.

Таблиця 3.6.

Рекомендовані параметри етапу зльоту експериментального БЛА на СЕ

БЛА на СЕ	Параметри льотного експеримента	Значення
	Стартова швидкість, швидкість сходу зі стартового пристрою $V_{відр.}$ , м/с	8..10
	Потужність при наборі висоти $N_{наб.}$ , Вт	261
	Дефіцит потужності при наборі висоти, Вт	177
	Кут нахилу траєкторії $\Theta$ , град.	15
	Час для досягнення висоти 500/1000м, хв	4.75/9.5
	Енергія згенерована СЕ за період досягнення висоти 500/1000м, А*год	0.69/1.38
	Дефіцит енергії під час досягнення висоти 500/1000м, А*год	1.39/2.77

### 3.6.2. Горизонтальний політ

Горизонтальний політ є найбільш прогнозованим етапом польоту. Докладно особливості енергозабезпечення БЛА на СЕ були описані в попередніх розділах та публікаціях [32,42].

Якщо коротко передати зміст, то для здійснення тривалого польоту літака на сонячній енергії в режимі горизонтального польоту повинна виконуватися така умова:

$$\frac{W_{с.н.} \eta_c - P_{сист.}}{S_{кр}} \geq \frac{C_x}{S_{кр} C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m_0^{3/2}}{l}, \quad (3.6)$$

де  $W_{c.n.}$  – потужність сонячної енергоустановки,  $\eta_c$  – коефіцієнт корисної дії електричної системи,  $P_{сист.}$  – необхідна потужність для живлення систем БЛА;  $C_{x_0}$  – коефіцієнт лобового опору;  $\lambda$  – видовження крила,  $l$  – розмах крила.

Варто зауважити, що профіцит енергії, який генерується під час виконання горизонтального польоту можна не тільки накопичувати в акумуляторі, а й перетворювати її в потенційну енергію тіла, шляхом поступового набору висоти. При дефіциті енергії літальний апарат буде знижуватися до певної висоти, зазвичай при відсутності умови жорсткого дотримання висоти польоту. Наприклад, під час виконання горизонтального польоту певний апарат на СЕ має профіцит енергії. Це дозволяє підвищити потужність і отримати вертикальну складову швидкості, при постійній горизонтальній швидкості, тим самим збільшити час польоту.

### 3.6.3. Посадка

На сьогодні існує кілька варіантів посадки (рис.3.34), які продиктовані експлуатаційними характеристиками і особливостями експлуатації БЛА. Умовно можна виділити наступні схеми посадки: на злітно-посадкову смугу (як літак), на майданчик (як вертоліт), на парашуті, в вловлюючий пристрій і на корпус. Як правило, витрати енергії на виконання даного етапу не перевищують енерговитрат на виконання горизонтального польоту, а в більшості випадків, взагалі, є незначними і становлять не більше 5% від загального споживання. В цьому випадку, енергія витрачається виключно на живлення систем, а політ реалізується за рахунок зниження, і відповідно витрачається накоплена потенційна енергія літального апарату.

Недоліком посадки на злітно-посадкову смугу є низька автономність здійснення посадки, обумовлена залежністю від наземної інфраструктури, що істотно обмежує оперативність використання БЛА.

Недоліком парашутного способу є низька точність посадки (від десятків до сотень метрів), що потребує додаткових витрат часу на пошук БЛА. Крім того, для



його реалізації може знадобитися майданчик великих розмірів, вільний від сторонніх об'єктів. Витрати часу на пошук БЛА на значній території обумовлюють низьку оперативність повторного застосування, знижується ступінь автономності. Загальна маса парашутної та амортизаційної системи може досягати 20-25% від злітної маси. Це значно обмежує масу цільової навантаження.

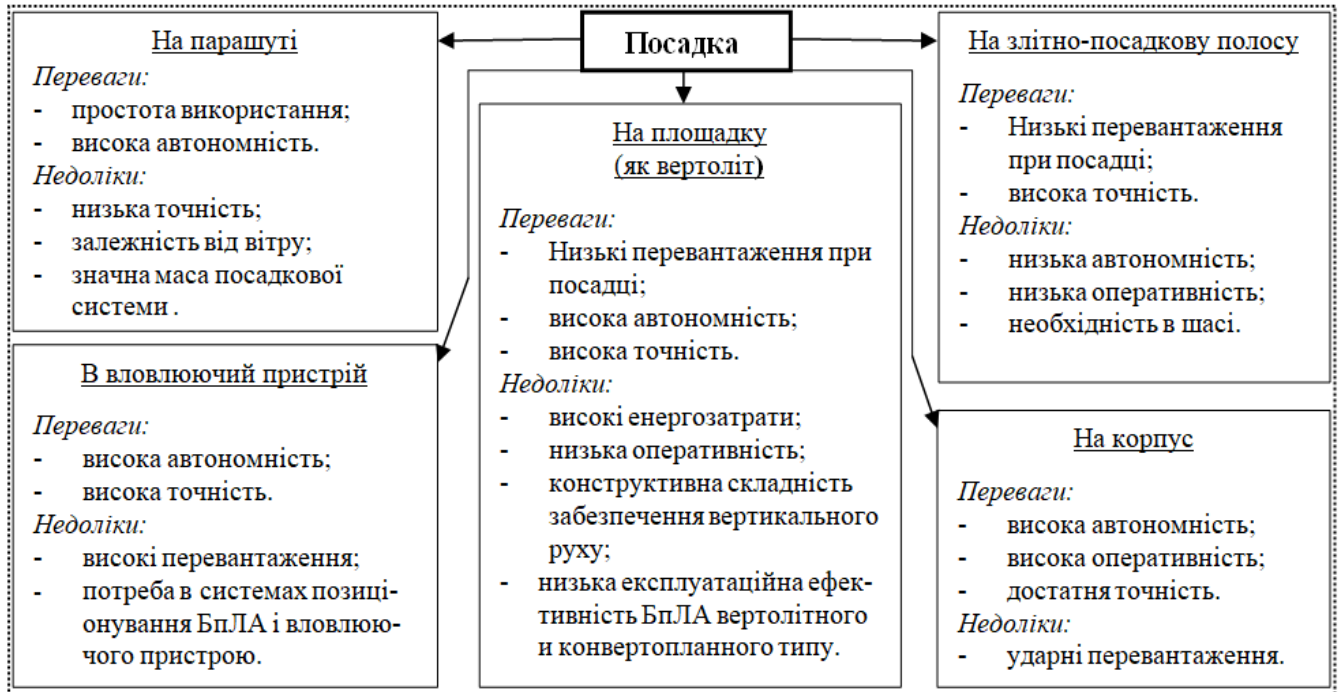


Рис.3.34. Основні варіанти посадки БЛА

При посадці в вловлюючий пристрій потрібна висока точність визначення координат і наявність системи заведення БЛА в вловлюючий пристрій. Головна перевага схеми посадки в вловлюючий пристрій полягає в мінімізації посадкового місця на невеликій відкритій ділянці місцевості.

Варіант посадки на корпус потребує від літального апарату достатньої міцності, низької вертикальної швидкості (до 5-7м/с), відсутності виступаючих конструктивних елементів, що можуть пошкодитися при контакті з землею. Оскільки, під час реалізації БЛА на СЕ для забезпечення необхідної енергії потрібна значна площа під розміщення сонячних елементів, навантаження на крило такого апарату нижче в порівнянні з БЛА без СЕ.

Для вибору варіанту посадки слід врахувати всі переваги та недоліки (рис.3.32), а також їх вплив на ефективність використання конкретного ЛА. Для

посадки рекомендовано обирати: посадку на парашуті для класу міні (5-7 кг); посадку на корпус для апаратів з низькими посадовими швидкостями, низьким навантаженням на крило; посадку на злітно-посадкову смугу для середніх і важких БЛА.

### 3.6.4. Криволінійний політ

Політ літака по криволінійній траєкторії в горизонтальній площині називається віражем. Віраж є одним з найпростіших і найрозповсюдженішим видом криволінійного польоту і використовується для розвороту літака. Якщо під час виконання віражу ковзання відсутня і при цьому швидкість віражу  $V_B$ , висота польоту і кут крену  $\gamma$  не змінюється, то віраж називається правильним (індекс – п.в.). Під час виконання правильного віражу на літак діють сила тяжіння  $G$ , підйомна сила  $Y$ , сила тяги двигуна  $P$  і сила лобового опору  $X_a$ . З огляду на те, що сила тяги збігається з напрямком швидкості польоту, рівняння, що описує даний випадок польоту має вигляд [42] (3.7):

$$P = X_a; G = Y_a = m_0 g = C_y^\alpha \rho V^2 / 2 S_{кр}. \quad (3.7)$$

Для виконання правильного віражу необхідно затратити певну потужність  $N_{п.в.}$ , а під час розрахунку енерговитрат  $W_B$  необхідно знати радіус  $r_B$ , час  $t_B$  і швидкість  $V_B$ . Всі перераховані вище величини можуть бути визначені з сукупності рівнянь представленої нижче (3.8):

$$\left[ \begin{array}{l} N_{п.в.} = P \cdot V_B = c_x S_{кр} \rho \frac{V_B^3}{2}; \\ W_B = N_{п.в.} \cdot t_B = 2\varphi \rho g S_{кр} m_0^2 \frac{1}{K C_y \sin \gamma}; \\ r_B = \frac{m_0 V_B^2}{Y \sin \gamma}; \\ t_B = \frac{\varphi r_B}{V_B}; \\ V_B = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y \cos \gamma}}. \end{array} \right. \quad (3.8)$$

Аналізуючи отримані залежності (3.8) можна виділити групи параметрів, що впливають на енерговитрати під час виконання маневру: параметри пов'язані з характеристиками літального апарату (площа крила  $S_{кр.}$ , злітна маса  $m_0$ , аеродинамічна якість  $K$ , коефіцієнт підйомної сили  $C_y$ ); параметри пов'язані з виконанням маневру (кут повороту  $\Phi$ , кут крену  $\gamma$ ); умовно постійні параметри (густина повітря  $\rho$ , прискорення вільного падіння  $g$ ).

Графічна інтерпретація взаємовпливу параметрів вищеописаних рівнянь (3.8) в узагальненому вигляді представлена на рис.3.35. Для спрощення математичної моделі результати дослідження представлені для випадку, коли Сонце знаходиться в zenіті. В порівнянні з горизонтальним польотом при крені змінюється не тільки величина енерговитрат, але і величина згенерованої енергії. Зрозуміло, що при оцінці зміни величини згенерованої енергії важливо зрозуміти положення сонячних елементів, розміщених на крилі, відносно Сонця

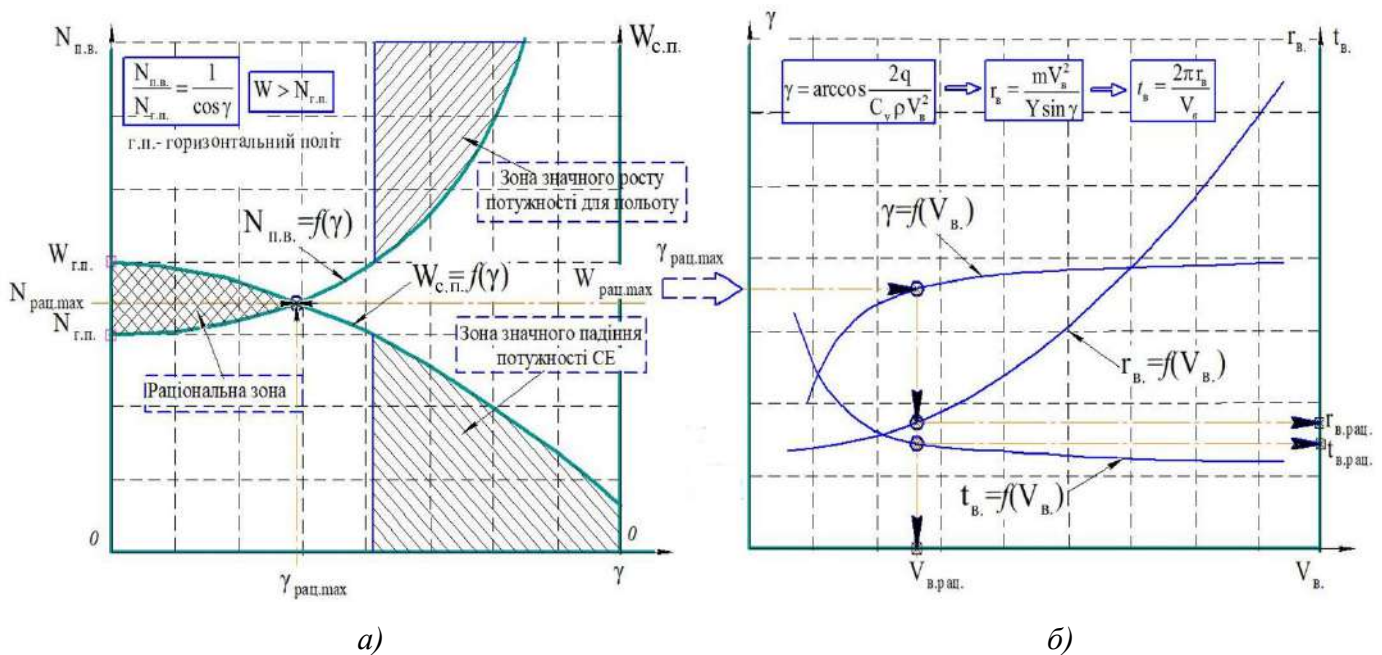


Рис.3.35. Характер взаємовпливу енергетичних і кінематичних характеристик

БЛА на СЕ від параметрів віражу:

а) – залежність потужності сонячних елементів  $W_{с.п.}$  і потрібної потужності для виконання віражу  $N_{п.в.}$  від кута крену  $\gamma$ ; б) – залежність кута крену  $\gamma$ , радіусу  $r_b$  і часу  $t_b$  від швидкості віражу  $V_b$

Оскільки енергетичні залежності є ключовими для реалізації польоту, характер зміни потужності сонячної енергоустановки  $W_{с.п.}$  і потрібної потужності для виконання правильного віражу  $N_{п.в.}$  являється визначальним при виборі параметрів віражу. Маючи залежність потужності СЕ і потрібної потужності для виконання віражу від кута крену, можна виділити зону раціональних параметрів (індекс – рац.) для вищевказаних величин (рис.3.36а). Точка перетину кривих (точка А) визначає максимально можливі раціональні значення для потужності панелей, потрібної потужності для виконання віражу і кута крену. Отримавши раціональний кут крену під час віражу і побудувавши залежності кута крену, радіуса, часу від швидкості віражу, можна графічним способом визначити інші раціональні характеристики ( $r_{в.рац.}, t_{в.рац.}, V_{в.рац.}$ ) (див. рис.3.36б).

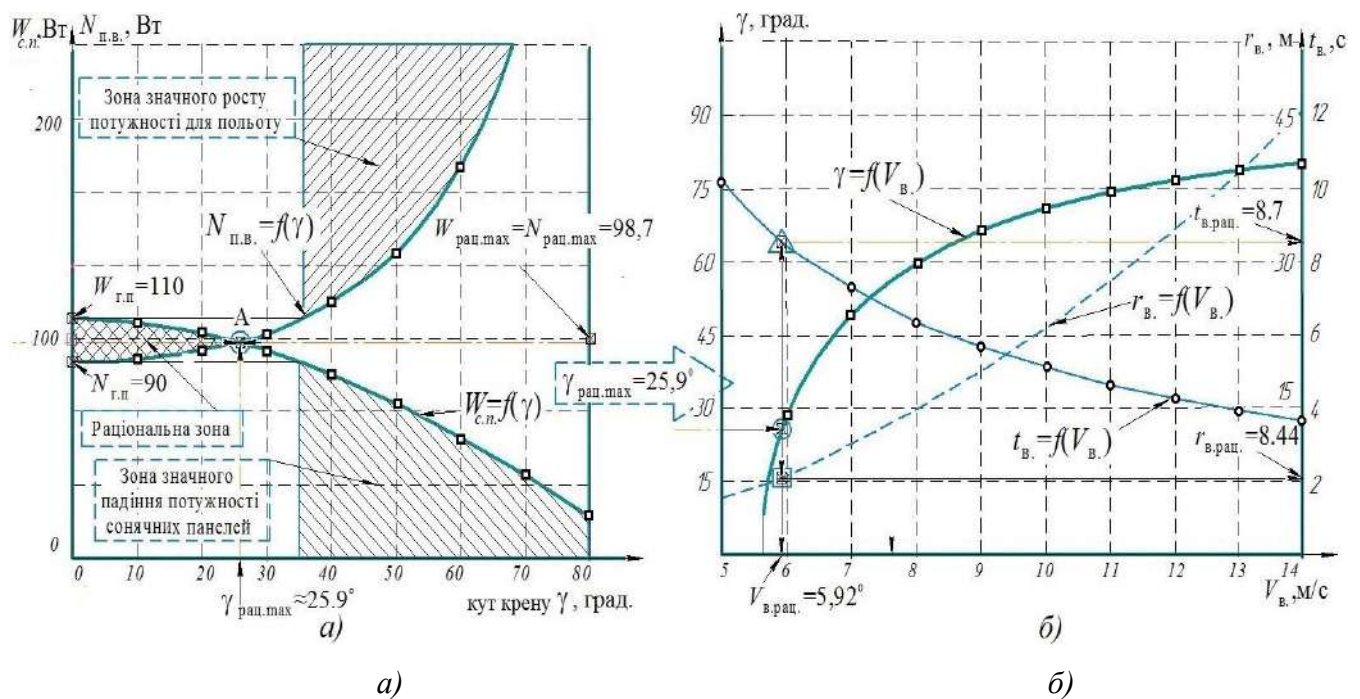


Рис.3.36. Зміна енергетичних і кінематичних параметрів експериментального (льотного) БЛА на СЕ під час виконання правильного віражу:

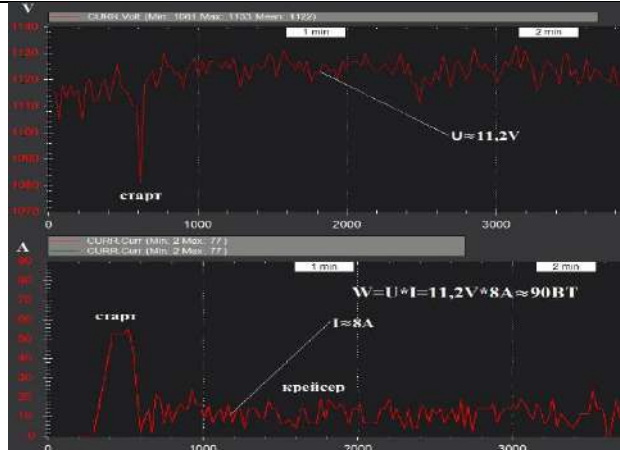
- а) – залежність потужності необхідної для виконання віражу та потужності СП від кута крену;  
 б) – залежність кута крену та радіусу віражу від швидкості його виконання

Для прикладу, проведемо визначення раціональних характеристик віражу для експериментального (льотного) БЛА на СЕ. Вхідні величини для розрахунку наведені в табл.3.5. За результатами розрахунку були отримані залежності (див.

рис.3.36) і конкретні характеристики правильного віражу для даного випадку (див. табл.3.7).

Таблиця 3.7.

Рекомендовані параметри етапу виконання правильного віража для експериментального (льотного) зразка БЛА на СЕ

Енергоспоживання існуючого БЛА на СЕ	Характеристика	Значення
	Потужність для виконання віражу $N_{п.в.}$ , Вт	98,7
	Кут крену для виконання віражу $\gamma$ , °	$\leq 25,9$
	Швидкість виконання віражу $V_B$ , м/с	5,92
	Радіус віражу $r_B$ , м	8,44
	Час віражу $t_B$ , с	8,7
	Енерговитрати під час виконання правильного віражу на 360°	858,7Вт*сек 0,239Вт*год 0,0214А*год

З вище наведених даних випливає, що для виконання правильного віражу необхідно затратити потужність яка перевищує потужність СЕ (див. рис.3.36). Таким чином, під час виконання розвороту або повороту, щоб уникнути втрати висоти, потрібно також використовувати акумулятор.

В результаті проведених досліджень, для всіх етапів польоту, отримано масив значень параметрів ( $V_{г.п.}$ ,  $V_{наб.}$ ,  $t_{наб.}$ ,  $\Theta$ ,  $\gamma$ ,  $r_B$ ,  $t_B$ ,  $V_B$ ), який внесений в алгоритм керування автопілотом АРМ 2.6, з цілю реалізації автоматичного польоту по маршруту

### 3.6.5. Політ в неспокійній приземній атмосфері.

Політ в турбулентній атмосфері (бовтанка) визначає коливальний характер траєкторії і кутові коливання БЛА щодо центру мас. При попаданні БЛА з низхідного потоку в висхідний можливе різке підкидання літака вгору. Це призводить до різкого збільшення навантажень, що діють на конструкцію і в певних випадках може привести до руйнування ЛА. Під час польоту літака в

режимі бовтанки окремі елементи конструкції сприймають знакозмінні навантаження і при цьому розтягуються, стискаються, згинаються. В результаті, в матеріалі конструкції з'являються зміни – в елементах конструкції виникають мікротріщини, які ростуть від польоту до польоту і в кінцевому підсумку можуть привести до так званого, руйнування конструкції від втоми. До того ж, існує реальна загроза руйнування сонячних елементів і часткового або повного виходу з ладу сонячної енергоустановки. В цьому випадку, вимоги по умовах експлуатації сонячних елементів стають визначальними, так як по своїй кристалічній природі вони погано реагують на деформації.

У неспокійному повітрі на БЛА діють пориви вітру різного напрямку [59,60]. Порив вітру може змінити кути атаки, ковзання і швидкість потоку, що набігає. В результаті зміняться величини аеродинамічних сил і їх моментів, які, в свою чергу, викликають порушення рівноваги літака і зміну величини перевантаження. Вертикальні повітряні потоки – висхідні та низхідні – мають найбільше значення з точки зору безпеки польоту.

При попаданні БЛА в висхідний потік ( $V_{1y}$ ) існує дві небезпеки: отримання перевантаження більшого за максимально допустиме і руйнування БЛА в повітрі; вихід БЛА на зривні кути атаки і звалювання. У разі потрапляння в висхідний потік кут атаки  $\alpha$  збільшується на  $\Delta\alpha_{V_1}$  (рис.3.37б), що провокує різке підвищення підйомної сили. Внаслідок значних розмірів і малої маси, БЛА піддається значному впливу поривів на вертикальне перевантаження  $n_{y.б.овт.}$ , яке визначається за формулою (3.9):

$$n_{y.б.овт.} = 1 \pm \frac{C_y^\alpha V_{1y} \rho V}{p} \leq [n_y] \quad (3.9)$$

де:  $C_y^\alpha$  – значення коефіцієнта підйомної сили при заданому куті атаки,  $V_{1y}$  – швидкість пориву.

Залежність експлуатаційних перевантажень від величини пориву для експериментального (льотного) зразка БЛА приведена рис.3.37а. Залежності

висоти польоту, швидкості польоту, перевантажень від часу на фінішному етапі польоту (зниження, посадка) (див рис.3.37б) отримані шляхом розшифровки log-файлів автопілота АРМ 2.6.

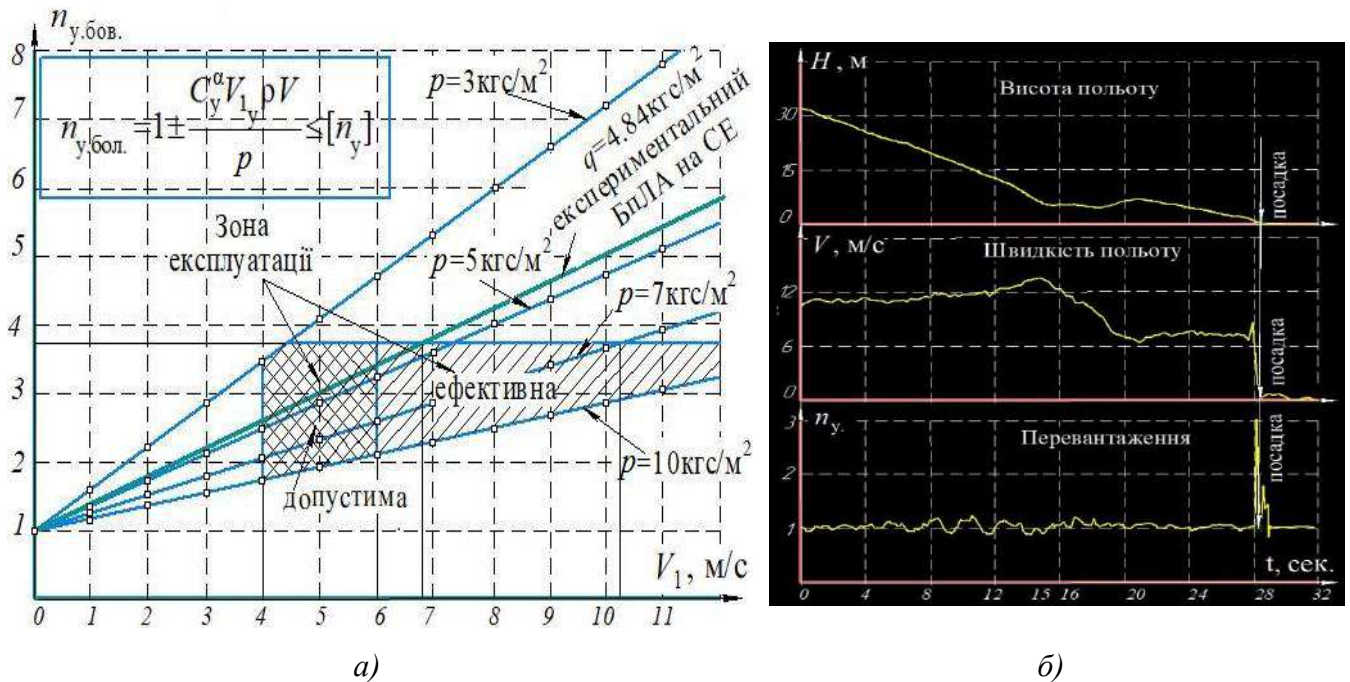


Рис.3.37. Показники руху БЛА в неспокійній атмосфері:

а) – залежність перевантаження від швидкості пориву для різних значень навантаження на крило і зміни кута атаки при вертикальному пориві; б) – залежність висоти польоту, швидкості польоту, перевантажень реального зразка БЛА на СЕ від часу, на фінішному етапі польоту (зниження, посадка)

При великому подовженні (20-30 одиниць) і малому навантаженні на крило ( $5-7 \text{ кгс/м}^2$ ), навіть при невеликих вертикальних поривах (рис.3.37), виникає значне вертикальне перевантаження (3..4 одиниці), що ставить обмеження на можливість експлуатації літальних апаратів на сонячній енергії [32].

### 3.7. Планування тривалості польоту ЛА на СЕ.

Для реалізації тривалих польотів (4..6 годин) слід забезпечити ряд умов. До них, в першу чергу, слід віднести аеродинамічну досконалість ЛА і його енергоефективність. Очевидно, що основним критерієм виконання польоту є час  $T_n$ . Оскільки будь-який політ можна розділити на етапи, то завдання реалізації тривалого польоту формується умовою забезпечення сумарного енергетичного балансу протягом виконання відповідних етапів.

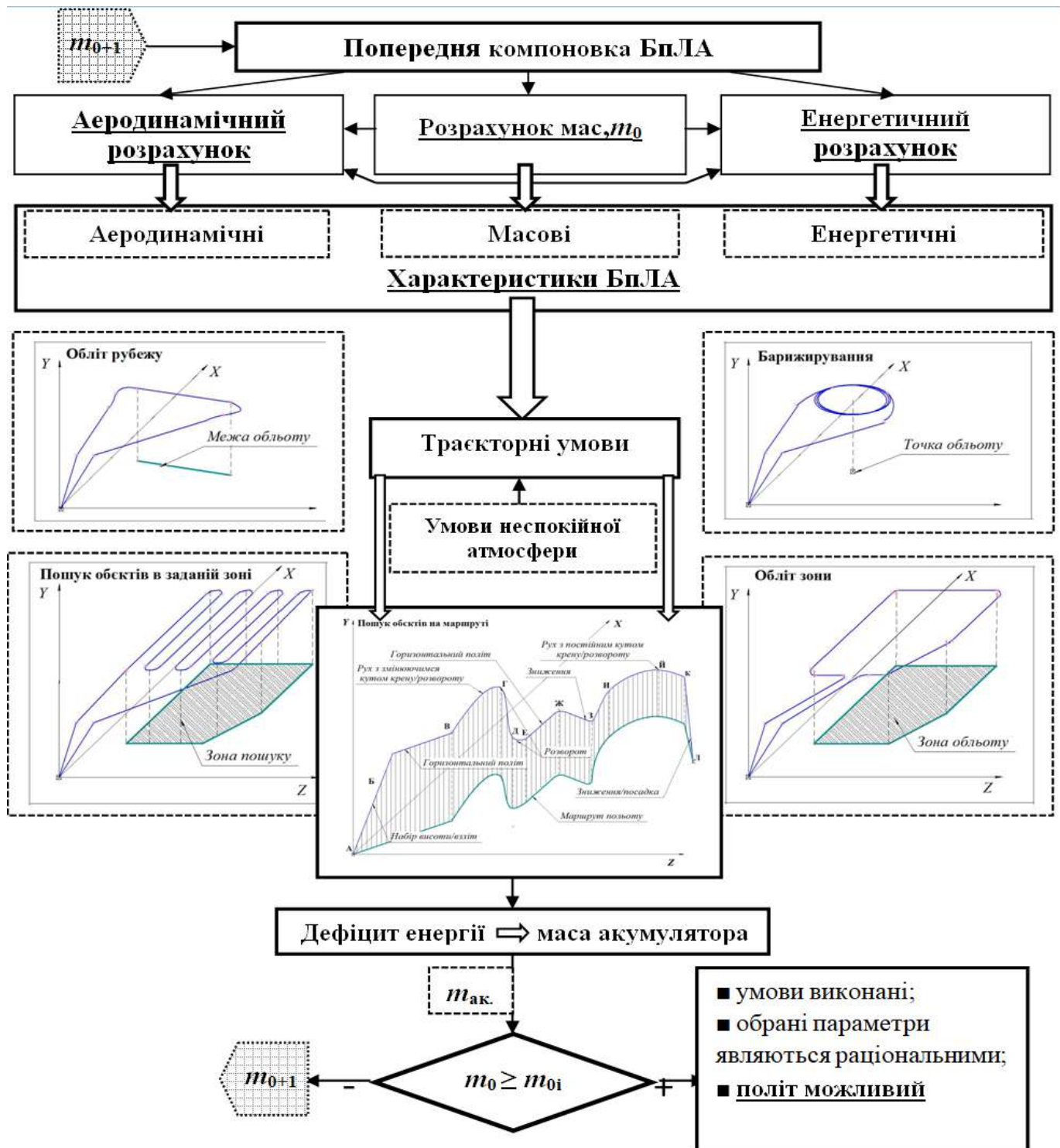


Рис.3.38. Алгоритм визначення умов реалізації польоту БЛА на СЕ

Етап зльоту і посадки є обов'язковим, причому етап зльоту є особливо енерговитратним. Більшість (60-80%) енергії, на його виконання, повинен давати бортовий акумулятор.

Етап горизонтального польоту є основним режимом роботи літака під час якого, згенерована енергія сонячних панелей повинна забезпечити живленням



літак в цілому. Можлива наявність дефіциту або профіциту, але його величина повинна бути незначною (до 10%). При цьому необхідно врахувати наявність в системі акумулятора відповідної ємності для компенсації дефіциту або накопичення енергії. На віражах також існує дефіцит енергії, який повинен бути врахований.

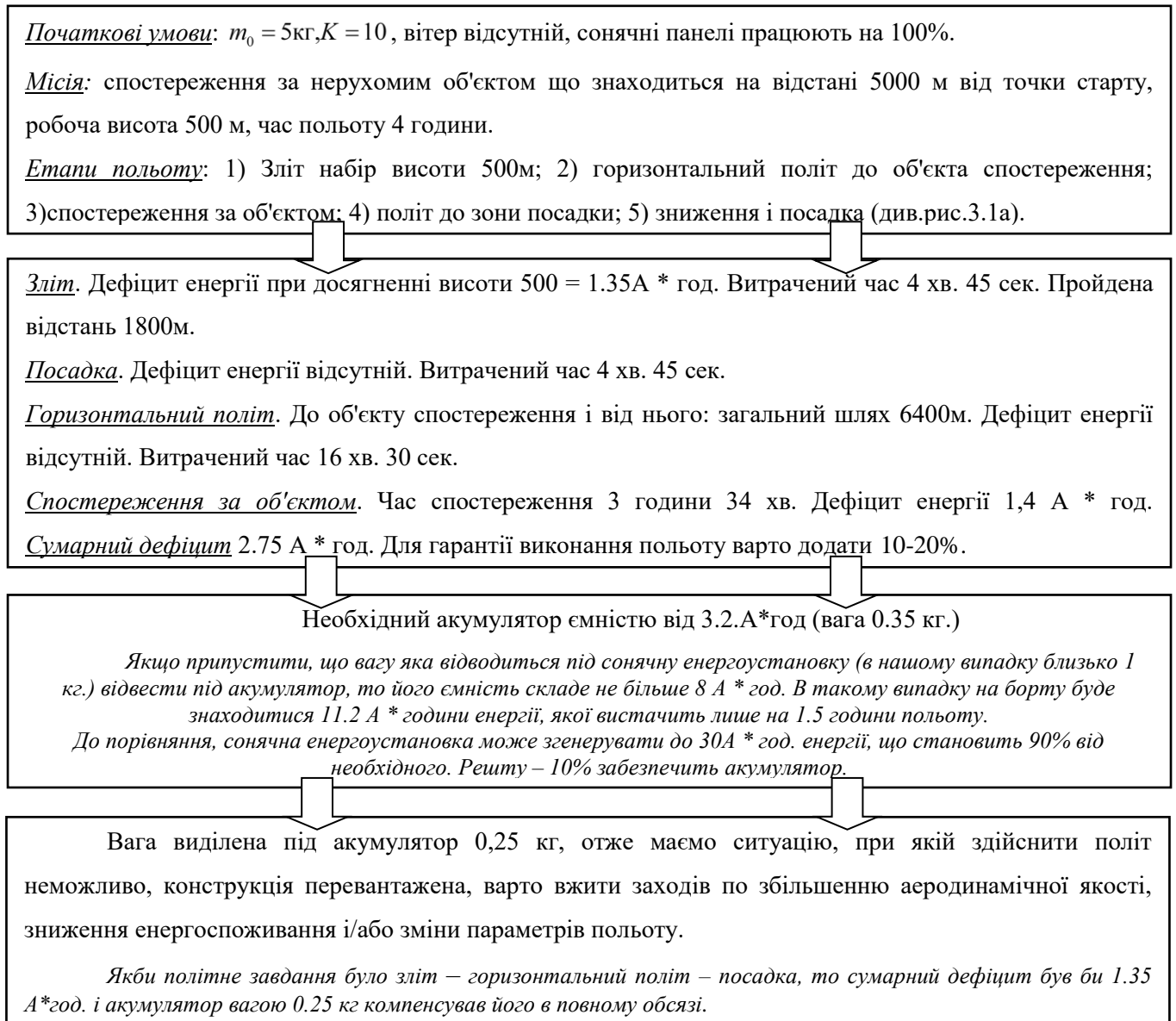


Рис.3.39. Приклад формування плану польоту БЛА на СЕ

При плануванні траєкторії польоту БЛА (рис.3.38) необхідно оцінити можливий дефіцит енергії на виконання тривалого польоту. Як наслідок, маса акумулятора  $m_{ак}$ , що буде компенсувати дефіцит, стає визначальною при оцінці

можливості реалізації конкретного польоту. Приклад визначення умов реалізації тривалого польоту показаний на рис.3.39.

Якщо маса акумулятора перевищує відведену під нього масу, отримуємо перевищення злітної маси ЛА (з розрахунку маси ЛА в I-му наближенні). В такому випадку слід виконати заходи по зменшенню маси акумулятора (дефіциту енергії) шляхом підвищення аеродинамічної якості, зменшення енергоспоживання, спрощення траєкторії та інше.

### 3.8. Результати польотів

Випробування зразків БЛА на СЕ відбувалися в Київській області (околиці сіл. Колонщина, Петропавлівська Борщагівка). Вцілому проведено близько 30 польотів загальною тривалістю 10 годин. На висотах до 500м зі швидкостями 7-15м/с. На рис.3.40. зображено вид траєкторії польоту літального апарату з накладкою рельєфу місцевості та інформації про миттєве положення ЛА.



Рис.3.40. Польотний маршрут з зазначенням рельєфу

Бортова апаратура фіксувала в процесі польоту параметри системи: оберти двигуна (рис.3.41.а), висоту польоту (рис.3.41.б), орієнтацію ЛА (рис.3.42) та інше.



a)

b)

Рис.3.41.Польотні параметри БЛА на СЕ:

a) – параметри силової установки; б) – висота польоту

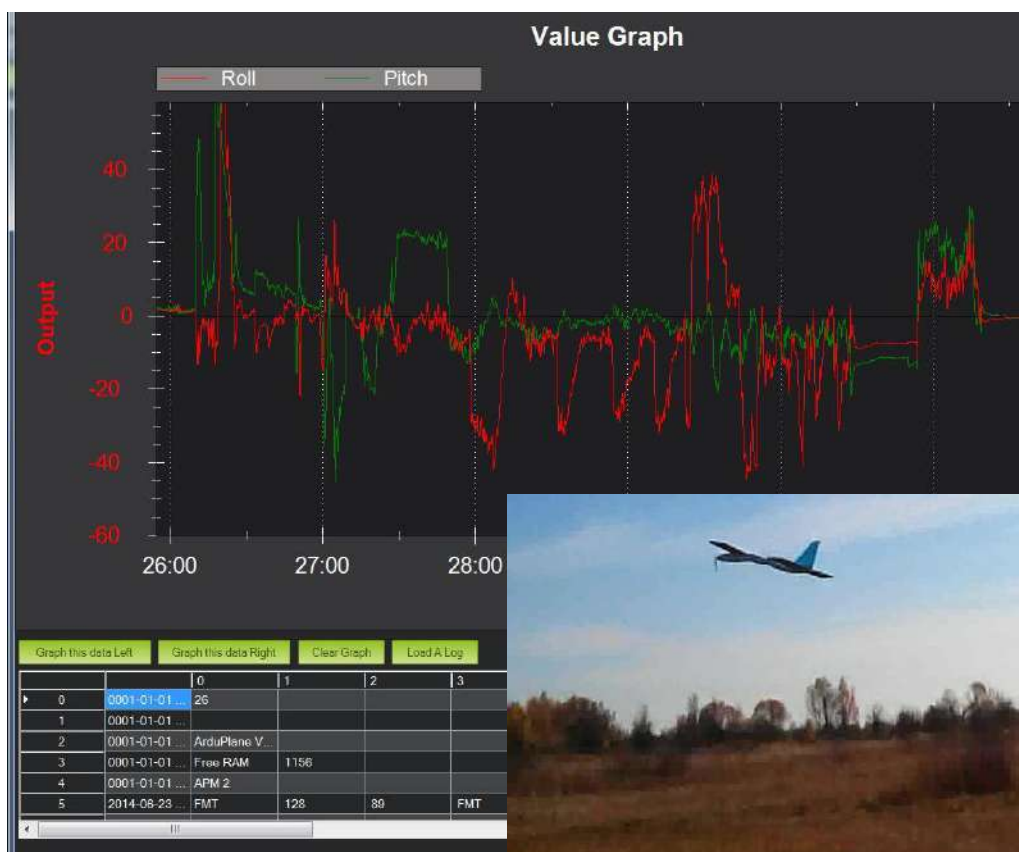


Рис.3.42.Орієнтація БЛА: кути тангажу та крену

Одночасно проводилась аерофотозйомка рис.3.43, 3.44 та передача даних на землю в режимі реального часу (рис. 3.45).



Рис.3.43. Зйомка господарських будівель з висоти 200 м



Рис.3.44. Поле з висоти 200 м

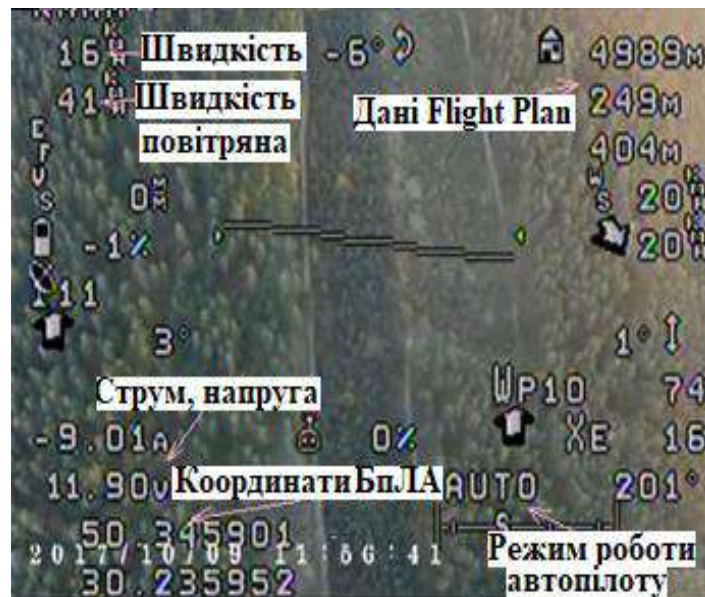


Рис.3.45. Миттєва інформація про стан апарату та етап польоту

Основні результати замірів енергетичних показників представлені на рис.3.46 та 3.47. Під час виконання етапу зльоту та набору висоти (до 500м) потрібна потужність становила до  $N_{\text{наб.}} = UI = 10,9 \cdot 35,3 = 385\text{Вт}$  (потужність двигуна 380Вт), при виконанні маневру – до 176Вт (див.рис.3.46).



Рис.3.46. Зміна параметрів енергоустановки та системи живлення за час польоту

Потужність СЕ під час виконання ГП коливалась в діапазоні 97-103 Вт, а споживання БЛА при цьому становило 82-116 Вт (див.рис.3.47) (розрахункове значення в обох випадках 100Вт). Таким чином: розрахункові характеристики СЕ підтвердились експериментальними показниками; фактичної потужності СЕ достатньо для виконання ГП; виконання зльоту та маневрів проходить в основному з використанням енергії бортового акумулятора (до 75%).

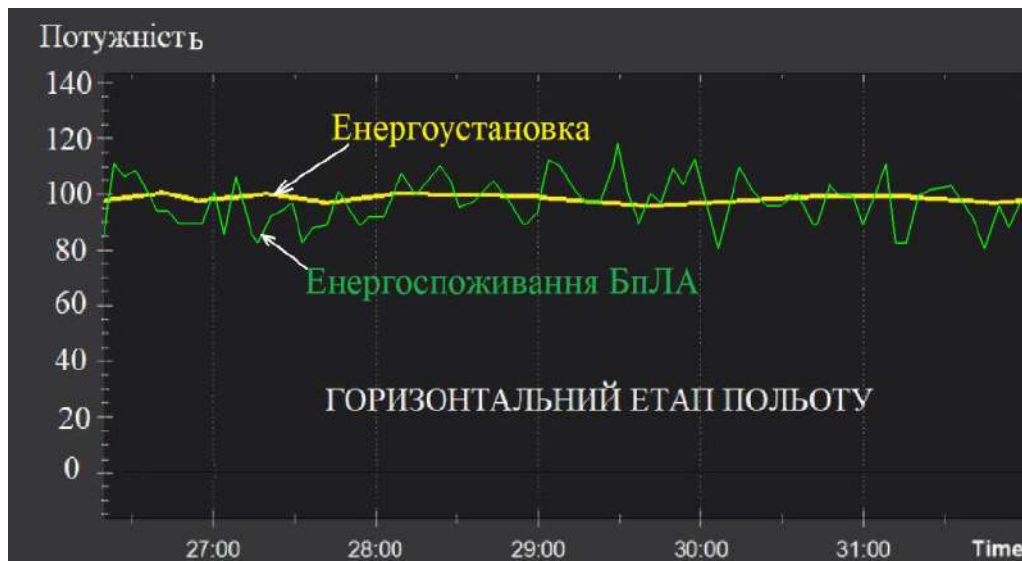


Рис.3.47. Енергетичні параметри БЛА на СЕ

По технічним причинам, пов'язаним з проблемами забезпечення неперервної роботи дистанційної системи управління блоком керування сонячної установки та особливостями роботи каналів зв'язку, реалізація польоту дослідного БЛА тривалістю 4-6 годин підтверджена опосередковано шляхом порівняння початкових та залишкових значень ємності акумулятора після посадки, а також порівнянням потужності енергоспоживання з потужністю сонячної установки під час польоту (рис.3.47.). Годинна витрата енергії акумулятора ємністю 3.2 А\*год (вага 0,35 кг), після завершення серії польотів по круговій траєкторії радіусом 150-200м, становила 15-23% (0,480-0,736 А\*год). Енергії акумулятора достатньо для компенсації дефіциту під час виконання польоту тривалістю 4,3-6,7 годин. Виходячи з результатів експерименту рівняння (2) для варіанту БЛА на СЕ (див.рис.3.6) приймає вид:

$$E_3 = N_{z.n.}^P \cdot \left( T_{z.n.} + 2.85 \frac{T_v}{0,98} + 1.76 \frac{\sum_{i=1}^n T_{n.v.i}}{0,98} \right)$$

Наряду з цим, в процесі виконання експериментів, встановлено, що під час планування траєкторії польоту БЛА необхідно оцінити можливий дефіцит енергії на виконання тривалого польоту. Як наслідок, маса акумулятора  $m_{ак.}$ , що буде компенсувати дефіцит (етап зльоту, віражу), стає визначальною при оцінці можливості реалізації конкретного польоту. Якщо маса акумулятора перевищує відведену під нього масу, отримуємо перевищення злітної маси ЛА (з розрахунку маси ЛА в I-му наближенні). В такому випадку слід виконати заходи по зменшенню маси акумулятора (дефіциту енергії) шляхом підвищення аеродинамічної якості, зменшення енергоспоживання, спрощення траєкторії та інше.

Для запуску/посадки дослідний літальний апарат не потребує злітної площадки, достатньо не мати видимих перешкод в напрямку запуску, на відстані до 50-60м. Запуск здійснюється кидком літального апарата рукою.

Для здійснення польоту, збирання та розбирання дослідного літального апарата достатньо однієї особи обслуговуючого персоналу. Збирання безпілотного літального апарата до польотного стану відбувається наступним чином. Консолі переднього та заднього крила закріплюють до фюзеляжу. Консолі крила з'єднують з фюзеляжем за допомогою штирового трубчастого з'єднання, одночасно відбувається збирання сонячної енергоустановки. Усі роз'ємні елементи конструкції апарата фіксують за допомогою швидкороз'ємного кріплення. Встановлюють корисне навантаження (до 0,5 кг), склад якого може варіюватись в залежності від поставлених задач. Проводять загальні тести систем та перевірку літального апарата на предмет можливості виконання польотного завдання. Вмикають систему керування.

Літальний апарат виконує політ у відповідності з польотним планом. Посадка літального апарата здійснюється на корпус або на парашуті. Практичні випробування запропонованої корисної моделі. Випробування прототипу запропонованого безпілотного літака показали, що він має малі транспортні габарити, розміщується в транспортному контейнері  $1,5 \times 0,5 \times 0,5$  м має достатню стійкість та керованість на швидкостях від 30 до 60 км/год. та висотах польоту 0-1000 м, забезпечує необхідну вантажопідйомність.

Випробування БЛА на СЕ проводились за наступних метеорологічних умов: швидкість вітру 2-5 м/с, температура повітря 10-37 °С. Апарат піднімав в повітря пілот-оператор з землі по каналу радіокерування, з тим літальний апарат переходив на політ в автоматичному режимі і виконував впродовж 20-60 хв. політ за зазначеною програмою, виявляючи на усіх режимах польоту достатні пілотажні властивості. Час зборки апарата до польоту склав 20 хв. Час згортання до готовності транспортування склав 5 хв.

### **Висновки по розділу 3**

Створено три дослідних зразка, що дозволило провести комплекс наземних і льотних випробувань БЛА на СЕ.

Запропонований варіант мінімізації маси крила літака за рахунок пошуку ефективного захисного покриття СЕ (маса була зменшена в 2,5-3 рази в порівнянні з типовою технологією) та залучення пакету (полікарбонат-ЕВА-СЕ-ЕВА-полікарбонат) в сприйняття навантаження діючого на крило (до 28% від загального) – дозволяє збільшити коефіцієнт масової віддачі конструкції ЛА до 0,2.

З урахуванням конструктивних та експлуатаційних обмежень визначено можливі траєкторії польоту БЛА на СЕ для вирішення конкретних практичних завдань. Запропонована дискретна модель планування траєкторії маршруту.

Описано принципи реалізації етапу зльоту і посадки БЛА на СЕ. Визначено залежності між енерговитратами та основними параметрами зльоту (кут нахилу траєкторії, час набору висоти 500, 1000м) Для раціонального виконання етапу зльоту і набору робочої висоти, літак повинен мати додаткове джерело живлення



(акумулятор) з метою компенсації дефіциту енергії. Якщо час досягнення робочої висоти не нормовано, то можливо зменшити дефіцит енергії шляхом зменшення кута набору висоти та збільшенням потужності СЕ. У такому випадку період зльоту і набору робочої висоти може становити до 20% від загального часу польоту, що знижує експлуатаційну ефективність літака. Для посадки слід вибрати: посадку на парашуті для класу БЛА міні (5-7 кг); посадку на корпус для апаратів з низькими посадочними швидкостями ( $<7$  м / с) і низьким навантаженням на крило ( $<10$  кг / м<sup>2</sup>); посадку на злітно-посадкову смугу для середніх і важких БЛА.

Отримано залежності для визначення основних параметрів ( $W_{c.n.}$ ,  $N_{п.в}$ ) енергетичного балансу БЛА на СЕ від параметрів віражу ( $\gamma$ ,  $r_b$ ,  $t_b$ ,  $V_b$ ). Проведена верифікація отриманих залежностей на основі порівняння розрахункових і експериментальних даних для експериментального (льотного) зразка БЛА на СЕ. Збіжність результатів розрахунку та експерименту перебувати в межах 15-20%.

Встановлено фактори, що діють на літальний апарат в неспокійній, приземній атмосфері, їх вплив на експлуатаційні та конструктивні обмеження.

Визначено рекомендовані параметри для етапів польоту експериментального (льотного) зразка БЛА на СЕ, які використовуються під час налаштуванні автопілота.

Розроблено узагальнений алгоритм визначення умов реалізації тривалого польоту БЛА на СЕ, в якому враховуються: масові, аеродинамічні, енергетичні характеристики; траєкторні, атмосферні експлуатаційні умови. Підтверджено, що реалізувати тривалий політ (4-6 годин) БЛА на СЕ можливо.

## РОЗДІЛ 4. АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ МАСОВО-ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ

### 4.1. Синтез геометричних параметрів крила з урахуванням експлуатаційних особливостей сонячних панелей

Вибір геометричних параметрів крила являється важливим етапом під час створення літака на сонячній енергії. Саме геометричні параметри крила в більшій мірі визначають його жорсткісні, технологічні особливості, а також створюють основу для формування аеродинамічного вигляду апарату, вибору аеродинамічної схеми та створюють базу для встановлення сонячної енергоустановки. В загальному випадку, сонячні елементи розміщуються на аеродинамічних поверхнях (крило, горизонтальне оперення), що з одного боку забезпечує більшу площу поверхні під елементи, а з іншого формує ряд вимог до їх характеристик: мінімізація маси, забезпечення стійкості до знакозмінних навантажень. В цих умовах традиційні методи проектування крила літака являються нераціональними. Особливі вимоги накладаються на конструктивно-силову схему крила літака.

Крило є основною частиною літака, і його аеродинамічні характеристики є визначальними для характеристики літака в цілому. Аеродинаміка крила залежить від його геометричних параметрів.

Під геометричними параметрами крила мається на увазі його площа –  $S_{кр}$ , розмах –  $l_{кр}$ , видовження –  $\lambda$ , звуження –  $\eta$ , хорда профілю –  $b$ , відносна товщина –  $\bar{b}$  і кривизна профілю –  $\bar{f}$ .

Початковими даними для вибору геометричних параметрів крила з сонячними елементами є злітна вага  $G$  та аеродинамічна якість літака  $K$ . Значення даних параметрів визначається на етапі формування технічного завдання на основі аналізу аналогів, розрахунку масово-енергетичного балансу, розрахунку мас в першому наближенні та рекомендацій фахівців [61, 62].

Виходячи з особливостей літального апарату надзвичайно важливою характеристикою є його аеродинамічна якість, яка з однієї сторони визначає льотну досконалість, а з іншого є визначальною під час проектуванні енергоустановки (сонячні елементи засоби стабілізації та контролю) та виборі силової установки (двигун, гвинт). Збільшення аеродинамічної якості є одним з пріоритетних завдань аеродинамічного проектування БЛА.

Алгоритм проектування енергоустановки починається з визначення необхідної сумарної потужності сонячних елементів. Для цього, маючи значення аеродинамічної якості та злітної маси, розраховуємо необхідну тягу гвинтомоторної пари ( $P$ ) [61-63]:

$$P_{c.y.} = \frac{G}{K}. \quad (4.1)$$

Тяга силової установки, в свою чергу, являється функцією від потужності двигуна ( $N_{двиг.}$ ), діаметру ( $d_{зв.}$ ) та кроку ( $H_{зв.}$ ) гвинта (4.2):

$$P_{c.y.} = f(N_{двиг.}, d_{зв.}, H_{зв.}). \quad (4.2)$$

Виходячи з умови забезпечення горизонтального польоту за умови живлення за рахунок сонячної енергії потужність енергоустановки ( $W_{c.n.}$ ) повинна бути не меншою за необхідну потужність двигуна  $N_{двиг.}$  (4.3):

$$N_{двиг.} \leq W_{c.n.}(U_{c.n.}, I_{c.n.}), \quad (4.3)$$

де  $U_{c.n.}$  – напруга,  $I_{c.n.}$  – сила струму.

Маючи значення необхідної потужності сонячної енергоустановки обираємо базовий сонячний елемент та розраховуємо їх кількість. Виходячи з кількості, геометрії сонячних елементів та компоновальних особливостей, розраховується загальна площа сонячних елементів та необхідний, для встановлення енергоустановки, розмах крила, з виразу:

$$S_{C.П} = nS_{C.E}, L_{\sigma} = n(L_{C.E} + \Delta), \quad (4.4)$$

де:  $S_{C.E}$  – площа сонячного елемента,  $L_{C.E}$  – довжина сонячного елемента,  $\Delta$  – технологічний припуск (2 – 3 мм).

Суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики крила має його профіль. При цьому необхідно враховувати: з одного боку – призначення ЛА і передбачуваний діапазон швидкостей його польоту, з іншого – властивості міцності та технологічні можливості конструкції крила.

З точки зору аеродинаміки, найбільш вигідним є профіль, що має високе значення коефіцієнта підйомної сили  $C_y$  на великих кутах атаки крила та високу аеродинамічну якість  $K$  на помірних кутах. Високе значення  $C_y$  дозволяє при заданій площі крила зменшити швидкості зльоту і посадки літака, а висока аеродинамічна якість забезпечує максимальну дальність польоту при заданій конфігурації силової установки.

Вплив відносної товщини профілю на його аеродинамічну якість досліджено на прикладі п'яти профілів, результати наведені на рис.4.1.

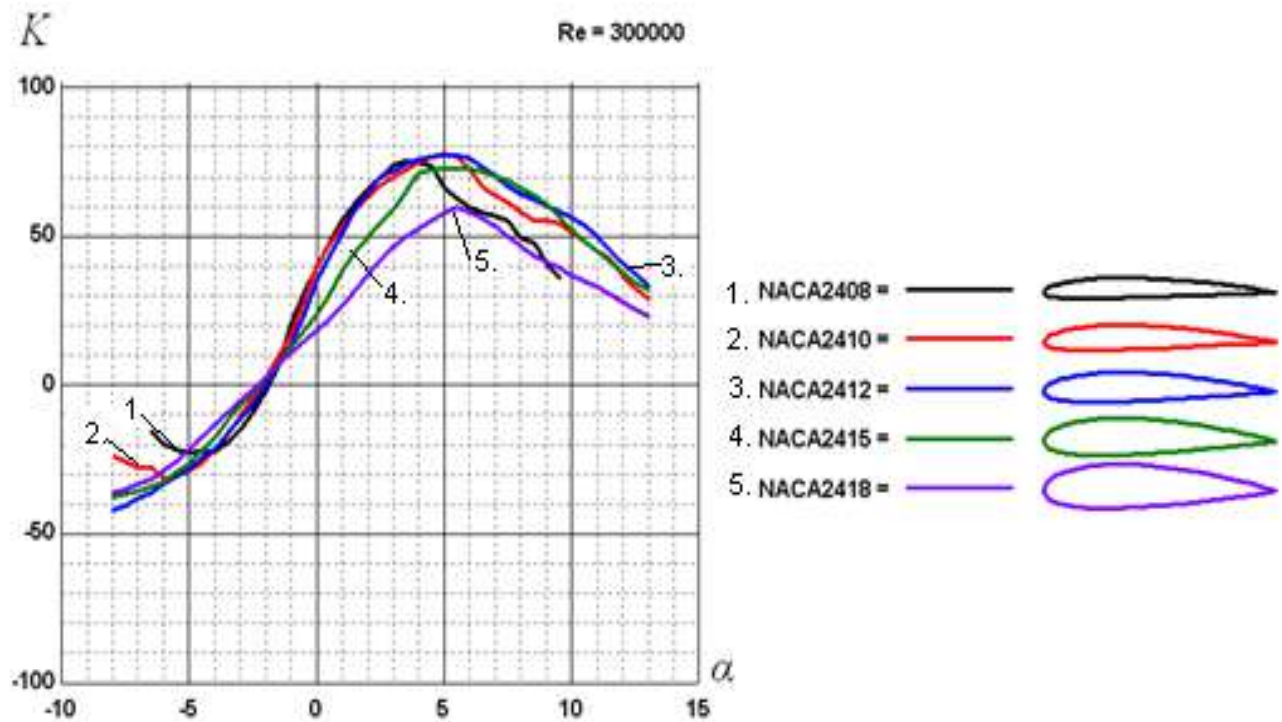


Рис.4.1. Залежність  $K(\alpha)$  для профілів з різною товщиною

Як показує графік (рис.4.1), збільшення відносної товщини зменшує аеродинамічну якість профілю. Профілі з відносною товщиною більшою за 12%,

значно поступаються, за параметром аеродинамічної якості, профілям з відносною товщиною  $< 12\%$ .

Проте, при використанні профілів з відносною товщиною меншою за  $8\%$ , важко отримати задовільну жорсткість крила. Отже, робочий діапазон відносної товщини крила літака на сонячній енергії знаходиться в межах від  $8\%$  до  $12\%$ .

Оскільки під час вибора профілю існує потреба в порівнянні різних профілів, то всі вимірювання приведені до розміру хорди, а її розмір прийнятий рівним одиниці.

Крім того, в зв'язку з жорсткими обмеженнями по деформації сонячного елемента на поверхні крила, елементи можуть бути розміщені по профілю на ділянках, де радіус кривизни не менший допустимого значення для конкретного сонячного елемента ( $R(x)$ ).

Як відомо, з диференціальної геометрії [64], верхня твірна профілю дорівнює:

$$R(x) = \frac{1}{k(x)} = \frac{\sqrt{1 - y'^2}}{|y''|}, \quad (4.5)$$

де  $y = f(x)$  – рівняння кривої, верхньої твірної профілю.

Залежність радіуса кривизни від відносної координати профілю досліджено на прикладі трьох типових профілів з відносною товщиною  $12\%$ : симетричний (NACA0012); випуклий (NACA2412); випукло-ввігнутий, S-подібний (NACA M-27).

Допустимий радіус кривизни стандартної полікристалічної кремнієвої сонячної панелі розмірами  $156 \times 156$  мм становить  $400$  мм. Слід зауважити, що зазвичай в сучасних конструкціях літальних апаратів зона  $X=0,75..1,0$  зайнята механізацією або органами керування, тому розрахункове значення хорди необхідно збільшити. З рис.4.2 визначаємо зони розміщення сонячних панелей: симетричний (NACA0012) – від  $0.13$  до  $0.85$  ( $72\%$  хорди); випуклий (NACA2412) – від  $0.25$  до  $0.85$  ( $63\%$  хорди); випукло-ввігнутий, S-подібний. (NACA M-27)– від  $0.41$  до  $0.85$  ( $44\%$  хорди).

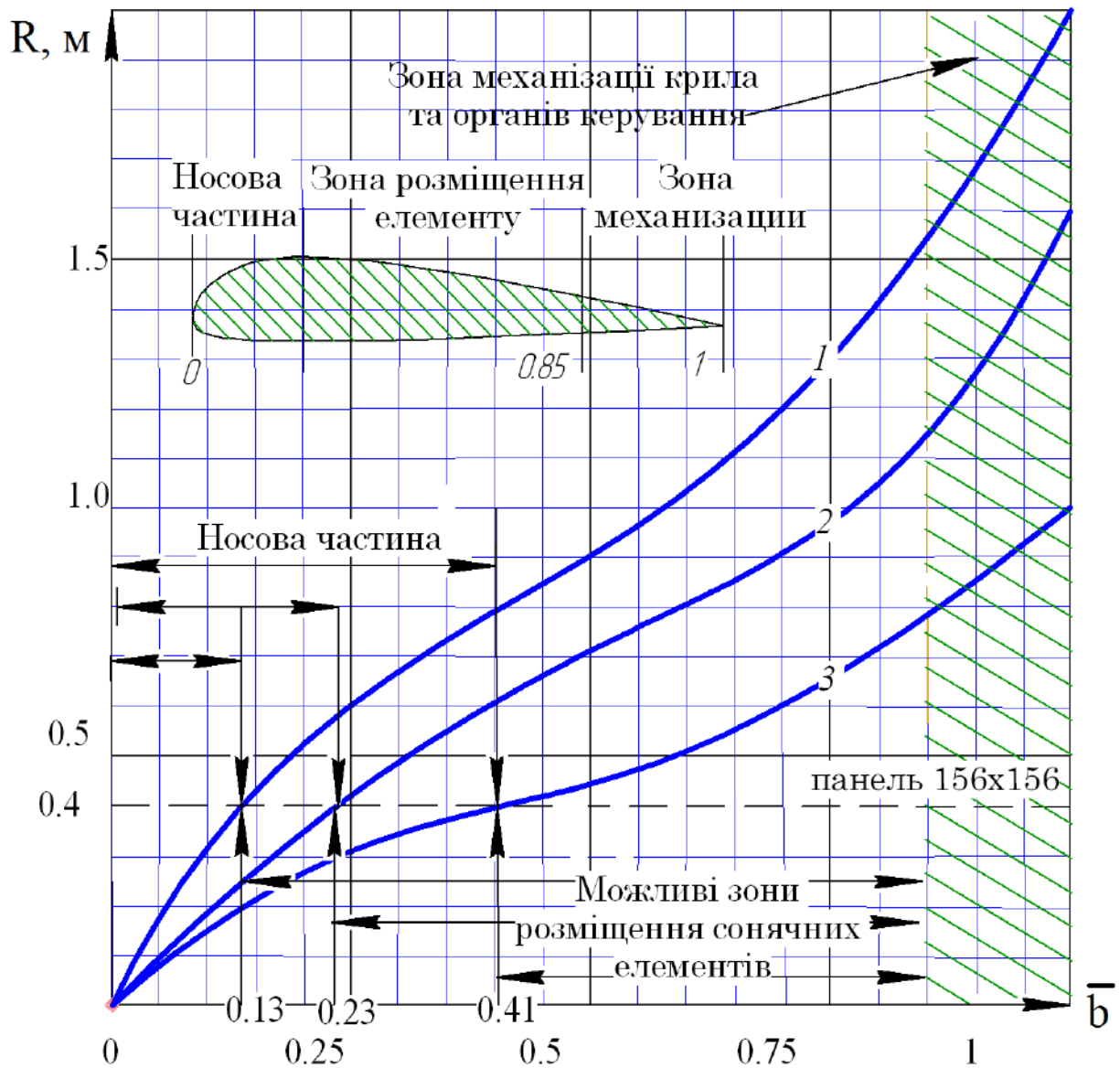


Рис.4.2. Залежність  $R(x)$  для типових профілів

Кожній зоні, в якій можна розмістити панель 156x156 мм, буде відповідати мінімально можливий розмір хорди, для кожного з профілів.

1. Симетричний (NACA0012) –  $b_{\min}=217\text{мм}$ .
2. Випуклий (NACA2412) –  $b_{\min}=248\text{мм}$ .
3. Випукло-ввігнутий, S-подібний. (NACA M-27) –  $b_{\min}=355\text{мм}$ .

З урахуванням отриманих результатів значення аеродинамічної якості визначається за формулою (4.6):

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{C_y}{C_{x_{проф}} + \frac{C_y^2}{\pi\lambda}}, \quad (4.6)$$

де  $C_{x_{проф}}$  – коефіцієнт профільного опору,  $\frac{C_y^2}{\pi\lambda}$  – коефіцієнт індуктивного опору,  $\lambda = \frac{l_{кр.}^2}{S_{кр.}}$  – видовження крила ( $\lambda = \frac{l_{кр.}}{b}$  – для прямокутного крила).

За умови горизонтального польоту на висотах до 1000 м швидкість визначається за формулою (4.7):

$$V = \sqrt{\frac{2 \frac{G}{S_{кр.}}}{\rho C_y}}. \quad (4.7)$$

На основі аналізу існуючих аналогів ЛА (близько 40 аналогів, клас міні БЛА,) побудовано залежність навантаження на крило ( $p$ ) від швидкості ( $V$ ) (рис.4.3).

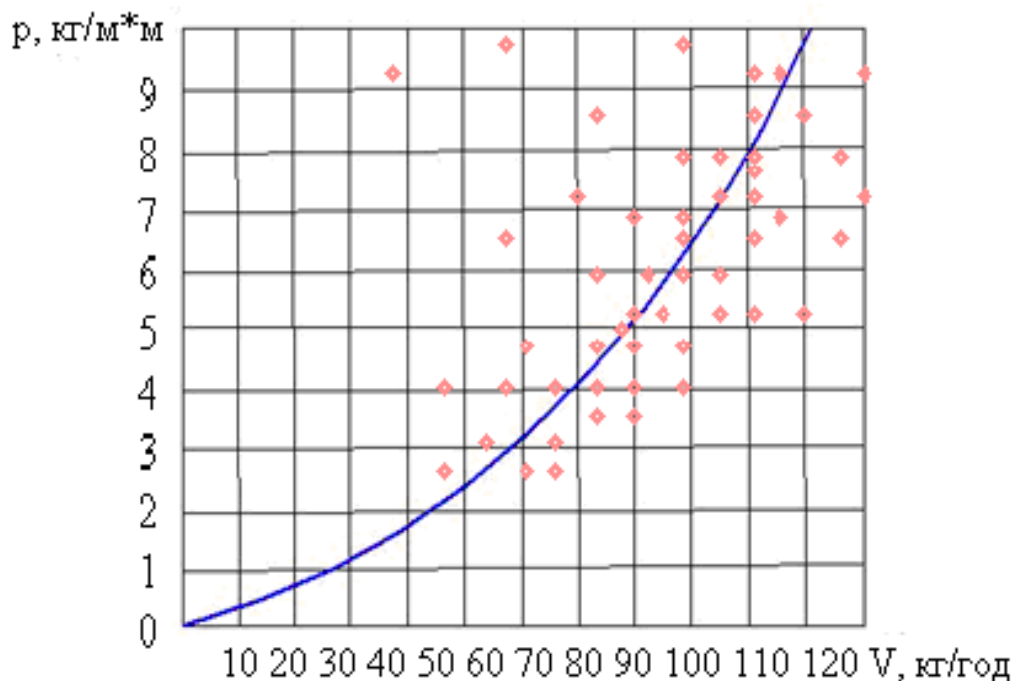


Рис.4.3. Залежність навантаження на крило від швидкості польоту  $p(V)$

Визначаємо значення коефіцієнта підйомної сили  $C_y$ , необхідного для горизонтального польоту (8):

$$C_y = \frac{1.61\rho}{V^2}. \quad (4.8)$$

Маючи всі необхідні величини знаходимо числа  $Re$  та будуємо графік залежності коефіцієнта аеродинамічної якості від кута атаки (рис.4.4), при відповідних числах Рейнольдса.

$$Re = \frac{bV}{\nu}, \quad (4.9)$$

де  $b$  – хорда,  $V$  – швидкість польоту,  $\nu$  – кінематична в'язкість (для  $20^\circ C$  –  $\nu = 1.51 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 \cdot \text{с}$ ).

З наведених даних видно, що на польотних кутах атаки випуклий профіль являється оптимальним, оскільки забезпечує максимальне значення аеродинамічної якості в порівнянні з іншими профілями.

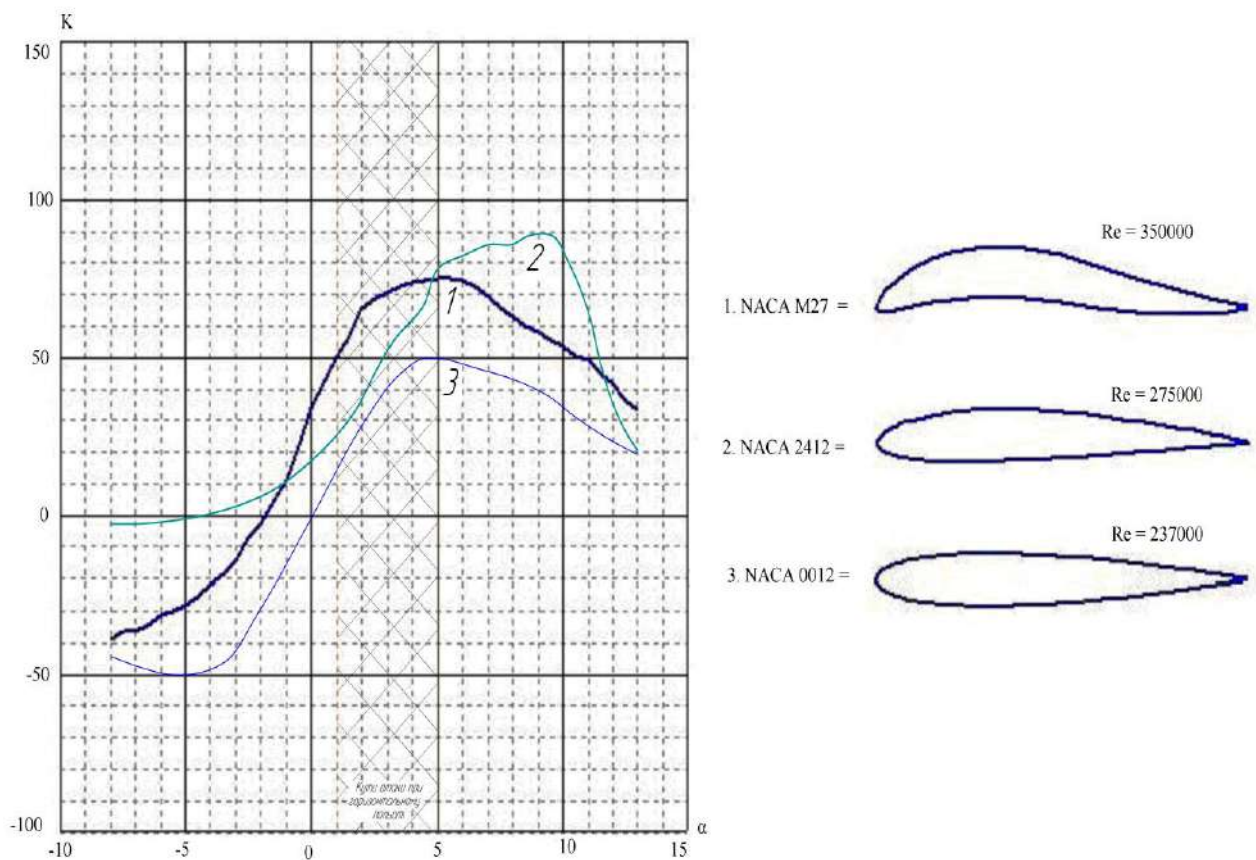


Рис.4.4. Залежність  $K(\alpha)$  для типових профілів



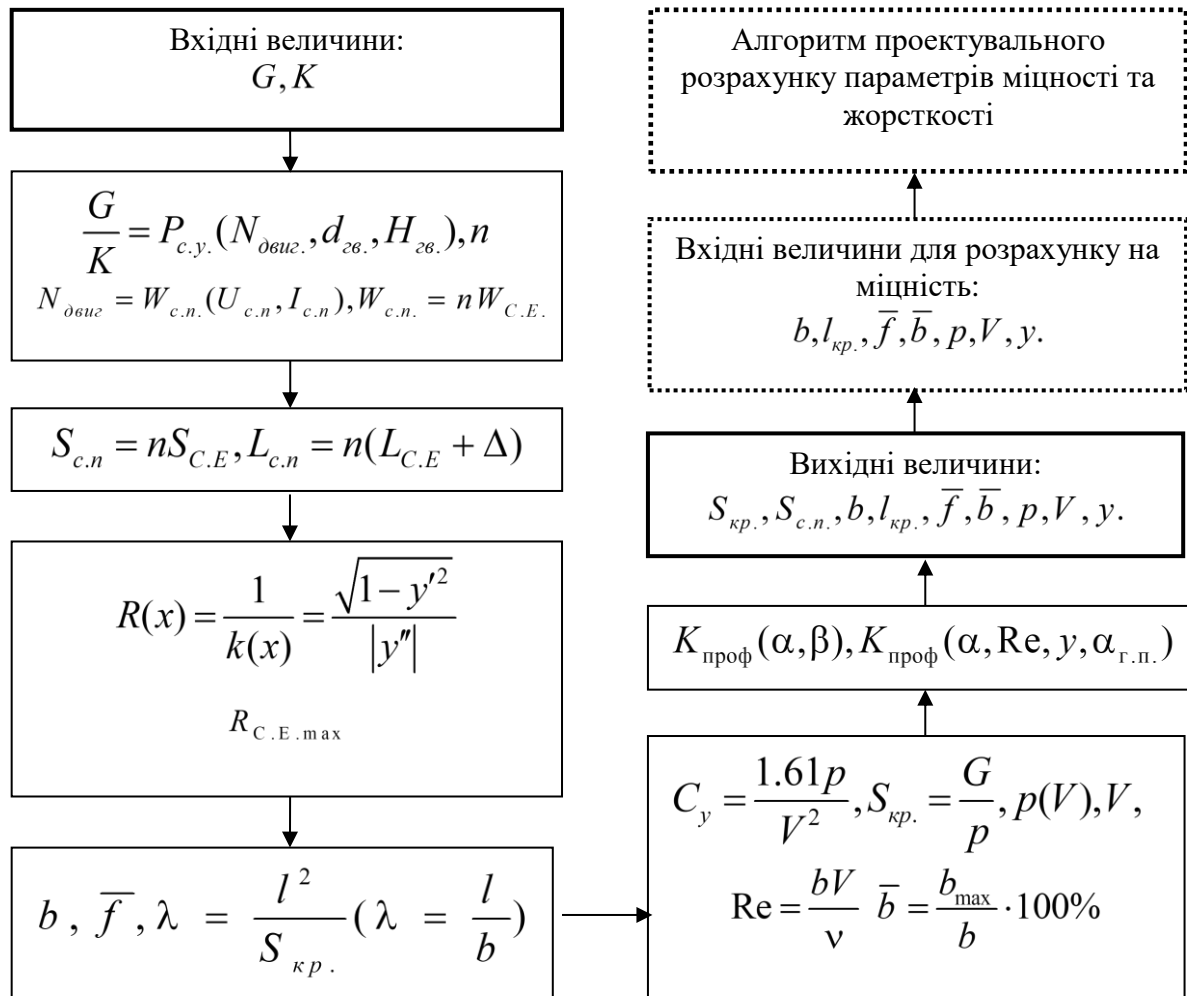


Рис.4.5 Алгоритм вибору параметрів крила з сонячними елементами

$G$  – злітна вага ЛА;  $K$  – аеродинамічна якість;  $P_{c.y.}$  – необхідна тяга;  $d_{зв.}$  – діаметр гвинта;  $H_{зв.}$  – крок гвинта;  $N_{двиг.}$  – потужність двигуна;  $n$  – кількість сонячних елементів;  $W_{c.n.}$  – потужність сонячної енергоустановки;  $W_{C.E.}$  – потужність сонячного елемента;  $U_{c.n.}$  – напруга;  $I_{c.n.}$  – сила струм;  $S_{c.n.}$  – площа під енергоустановку;  $L$  – розмах;  $S_{C.E.}$  – площа сонячного елемента;  $L_{C.E.}$  – довжина сонячного елемента;  $k(x)$  – кривизна;  $y$  – твірна профілю;  $x$  – відносна координата хорди;  $R(x)$  – радіус кривизни;  $R_{C.E.max}$  – максимальний радіус кривизни сонячного елемента;  $b$  – хорда профілю;  $\bar{b}$  – відносна товщина;  $\bar{f}$  – відносна кривизна профілю;  $\lambda$  – видовження;  $S_{кр.}$  – площа крила;  $Re$  – число Рейнольдса;  $\nu$  – кінематична в'язкість;  $V$  – швидкість ЛА;  $p$  – навантаження на крило;  $K_{проф}$  – аеродинамічна якість профільна;  $\alpha_{г.п.}$  – кути атаки крила при горизонтальному польоті;

Таким чином, наведений алгоритм дозволяє визначити всі базові параметри крила літака на сонячній енергії.

В загальному виді алгоритм вибору параметрів наведений на рис.4.5, а приклад реалізації алгоритму в таблиці 4.1.

Таблиця.4.1

Параметри крила отримані за допомогою запропонованого алгоритму

Параметр	Значення для		
	симетричного	випуклого	S-подібного
$W_{с.п.}$	100Вт		
$L_{кр.}$	4,4м		
$S_{кр}$	0,955 м <sup>2</sup>	1,091 м <sup>2</sup>	1,474 м <sup>2</sup>
$\rho$	5,24 кг/м <sup>2</sup>	4,58 кг/м <sup>2</sup>	3,39 кг/м <sup>2</sup>
$\bar{b}$	12%		
$y$	NACA0012	NACA2412	NACA M-37
$b$	217мм	248мм	355мм
$Re$	237000	275000	350000
$\lambda$	20	18	13
$S_B$	0.68м <sup>2</sup>		
$\bar{f}$	0	2%	8%
мах.К <sub>проф.</sub>	50	75	80
К <sub>проф.</sub> ( $\alpha_{г.п.}$ )	10	15	50
1 <sup>0</sup>	15	50	25
2 <sup>0</sup>	23	66	37
3 <sup>0</sup>	41	71	55
4 <sup>0</sup>	48	74	62
5 <sup>0</sup>	50	75	80

#### 4.2. Вибір аеродинамічної схеми БЛА на СЕ

Аналіз існуючих схем БЛА детально розглянутий в роботах [4,33] та ін. Широку номенклатуру варіантів рішень під час вибору схем БЛА даного типу можна звести до декількох основних типів.

Схеми БЛА, що мають додаткові елементи конструкції з розміщуваними на них сонячними елементами. Ці елементи можуть бути статичним, або рухливими

Додаткові елементи конструкції орієнтуються так, щоб БЛА отримував максимальну кількість енергії з урахуванням траєкторії його польоту.

З точки зору методики проектування або оцінки льотно-технічних характеристик подібних схем, відмінність полягає у до введенні в розрахунок додаткової маси, площі та аеродинамічного опору елементів. Украв важливим моментом є оцінка впливу елементів, що додатково вводяться, на стійкість і керованість БЛА.

Схеми БЛА із забезпеченням можливості складання несучих поверхонь, з метою раціональної орієнтації СЕ на відповідних частинах крила і зниження навантаження на крило. При цьому слід враховувати додатковий приріст маси від наявності механізмів складання елементів крила, збільшення навантаження на крило в складеному положенні, зростання потрібної потужності для горизонтального польоту.

БЛА інтегрального аеродинамічного компонування дозволяє розмістити достатню кількість СЕ на поверхні БЛА, мінімізує кількість додаткових елементів, що знаходяться в потоці, не створюють підйомну силу, але мають аеродинамічний опір. Ця схема має протиріччя: по-перше, велика площа обтікаючої поверхні в порівнянні з класичним аеродинамічним компонуванням спричиняє збільшення величини тертя опору; по-друге, відсутні такі елементи як фюзеляж, що створюють лише опір. Крім того збільшення хорд крила в БЛА інтегральної схеми, призводить до зростання числа  $Re$  і, як наслідок, зміни картини обтікання.

Аналізуючи не лише літальних апаратів на сонячній енергії а й інші БЛА, компановки яких можуть бути застосовані під час створення прототипу. можна виділити найбільш поширені варіанти аеродинамічних схем. Оцінка переваг та недоліків кожної схеми, а також ймовірність реалізації БЛА на СЕ з використанням конкретної схеми, проведено в режимі експертних оцінок. (див табл. 4.2.) Ймовірність реалізації оцінювалася за наступною п'ятибальною шкалою: «1» – неможливо; «5» – цілком реально).

Таблиця 4.2.

## Аналіз варіантів реалізації БЛА на СЕ

Варіант БЛА на СЕ	Експерт 1	Експерт 2	Експерт 3
 <p>Триплан</p>	<p><b>Переваги.</b> Велика площа. Оригінальний. Вигляд.</p> <p><b>Недоліки</b> Потребує досліджень, компоновка.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «1»</p>	<p><b>Переваги.</b> Жорсткість конструкції крила; зменшення розмаху крил.</p> <p><b>Недоліки</b> Низька аеродинамічна якість через велику негативну інтерференцію крил. Потенціальні проблеми з поздовжньою стійкістю на великих кутах атаки. Недостатня потужність 2-х двигунів; затінення батарей крилами та вінглетами.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «2»</p>	<p><b>Переваги.</b> Висока жорсткість. Малі габарити.</p> <p><b>Недоліки</b> Мале видовження/якість. Затінення СЕ. Маса.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «2»</p>
 <p>Тандем</p>	<p><b>Переваги.</b> Велика площа поверхні. Проста схема керування та балансування. Висока аеродинамічна якість.</p> <p><b>Недоліки</b> Потребує досліджень.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «5»</p>	<p><b>Переваги.</b> Зменшення розмаху крил. Незвалювання в штопор. Схема доцільна при малих питомих навантаженнях на крило.</p> <p><b>Недоліки</b> Негативна інтерференція крил (менше, ніж для триплану). Недостатня потужність 2-х двигунів. Необхідність підсилення конструкції фюзеляжу на кручення.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «4»</p>	<p><b>Переваги.</b> Достатня площа. Висока якість.</p> <p><b>Недоліки</b> Проблеми зі стійкістю. Необхідність забезпечення жорсткої конструкції конструкція.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «4»</p>
 <p>Біплан-тандем</p>	<p><b>Переваги.</b> Велика площа поверхні.</p> <p><b>Недоліки</b> Погана аеродинаміка.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «1»</p>	<p><b>Переваги.</b> Немає.</p> <p><b>Недоліки</b> Дуже низька аеродинамічна якість через велику негативну інтерференцію крил і опір підтримуючих елементів. Затінення нижніх крил, якщо на них є сонячні батареї.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «1»</p>	<p><b>Переваги.</b> Ретровигляд.</p> <p><b>Недоліки</b> Величезний опір конструкції. Затінення. Складна конструкція.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «1»</p>
 <p>Дископлан</p>	<p><b>Переваги.</b> Моноблок.</p> <p><b>Недоліки</b> Низькі аеродинамічні характеристик.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «1»</p>	<p><b>Переваги.</b> Незвалювання в штопор.</p> <p><b>Недоліки</b> Дуже низька аеродинамічна якість через мале видовження крила.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «2»</p>	<p><b>Переваги.</b> Немає.</p> <p><b>Недоліки</b> Видовження 1. Якість 2-3. Висока енергозатратність польоту.</p> <p><b>Ймовірність реалізації</b> «1»</p>

 <p>Класика з стріловидним крилом</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Простота балансування.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Втрати на балансування. Великі геометричні розміри в порівнянні з тандемом.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «4»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> —</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Горизонтальне оперення створює від'ємну піднімальну силу. При низьких числах Маха стрілоподібне крило абсолютно недоцільне.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «3»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Достатньо вивчена схема.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Балансувальні втрати. Висока швидкість польоту, звалювання, високе тягоозброєння.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «3»</p>
 <p>Літак з сонячними елементами, що набирає висоту та переводить двигун в режим генератора, генерує енергію і підзаряджає акумулятор знижуючись з набраної висоти. І так циклічно</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Спосіб старту.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Низька ефективність силової установки.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «1»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Можливість накопичення енергії при зниженні ЛА.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> велика маса конструкції та механізмів (особливо при поворотному крилі); відносно мала маса корисного навантаження.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «2»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Старт/посадка.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Маса. Низька енергоефективність. Складність конструкції. Мінімальне корисне навантаження. Втрати на мінімум 3-х переходах енергії.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «1»</p>
 <p>Біплан</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Відсутні.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Низька аеродинамічна якість.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «3»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Жорсткість конструкції.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Негативна інтерференція крил (менше, ніж для триплана). Значний опір вертикальних елементів конструкції. Затінення нижнього крила, якщо на ньому є сонячні елементи.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «2»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Габарити.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Затінення СЕ. Опір. Балансувальні втрати. Низька аеродинамічна якість.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «2»</p>
 <p>Планер за класичною схемою з великим видовженням, високою якістю</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Схема перевірена часом. Простота реалізації.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Потребує високої культури виробництва та проектування.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «5»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Висока аеродинамічна якість завдяки великому видовженню.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Горизонтальне оперення створює від'ємну піднімальну силу. Великий розмах крил потребує підсилення конструкції, створює незручності в експлуатації.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «5»</p>	<p><b><u>Переваги.</u></b> Аеродинамічна досконалість. Низькі витрати енергії для польоту.</p> <p><b><u>Недоліки</u></b> Балансувальні втрати. Використання надсучасних технологій/матеріалів. Високий рівень знань та навичок в розробників/реалізаторів проекту.</p> <p><b><u>Ймовірність реалізації</u></b> «4»</p>

Виходячи з висновків аналізу аеродинамічних схем на предмет реалізації для БЛА на СЕ (табл.4.2.) найбільш придатними варіантами є класична схема та тандем (сумарний бал 14) та 13 відповідно. Аеродинамічна схема літаюче крило не була залучена до експертного аналізу оскільки вітсоток площі для розміщення СЕ, у випадку створення портативного БЛА, є найменішою по причині S-подібності профілю крила та обмежень по кривизні кремнієвих елементів [33] (див. розділ 4.1). Проте у випадку створення великогабаритного БЛА схема літаюче крило є цілком дієвою.

Для аналізу переваг класичної аеродинамічної схеми та схеми «тандем» проведені відповідні аеродинамічні розрахунки. Основним критерієм порівняння схем є коефіцієнт аеродинамічної досконалості  $K$ , оскільки він в більшій мірі впливає на потрібну потужність СУ, а отже й на енерговитрати літака вцілому. Розрахунок аеродинамічних характеристик схеми тандем були проведені з використанням методики [66]. Для порівняння результатів, моделі мали однакову масу, площу крила, аеродинамічний профіль (NACA 2412). Оцінка аеродинамічних характеристик проведена за умов: число Рейнольдса 250 000 для обох схем; видовження переднього крила 10, заднього – 12 для схеми тандем; 22 – для класичної схеми, крила прямокутні в плані, кути поперечного  $V$  обох схем дорівнюють нулю;

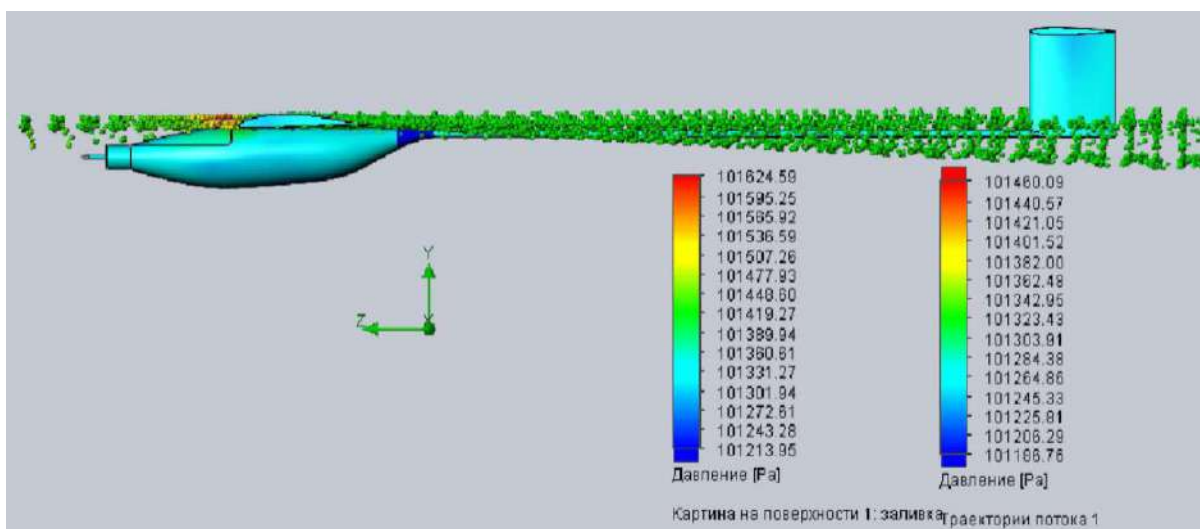


Рис.4.6. Продувка класичної аеродинамічної схеми в програмному пакеті  
SOLIDWORKS Flow Simulation

Визначення аеродинамічних характеристик запропонованих схем проведено за однакових умов в програмному пакеті SOLIDWORKS Flow Simulation. Крім того результати були порівнянні з розрахунком профілів крил в програмному середовищі Profili 2., Ansys. (рис.4.6., 4.7.). Залежність коефіцієнта аеродинамічної досконалості від кута атаки, для розрахункових випадків, зображено на рис.4.8.



Рис.4.7. Продувка системи профілів аеродинамічної схеми «тандем» в програмному пакеті Ansys

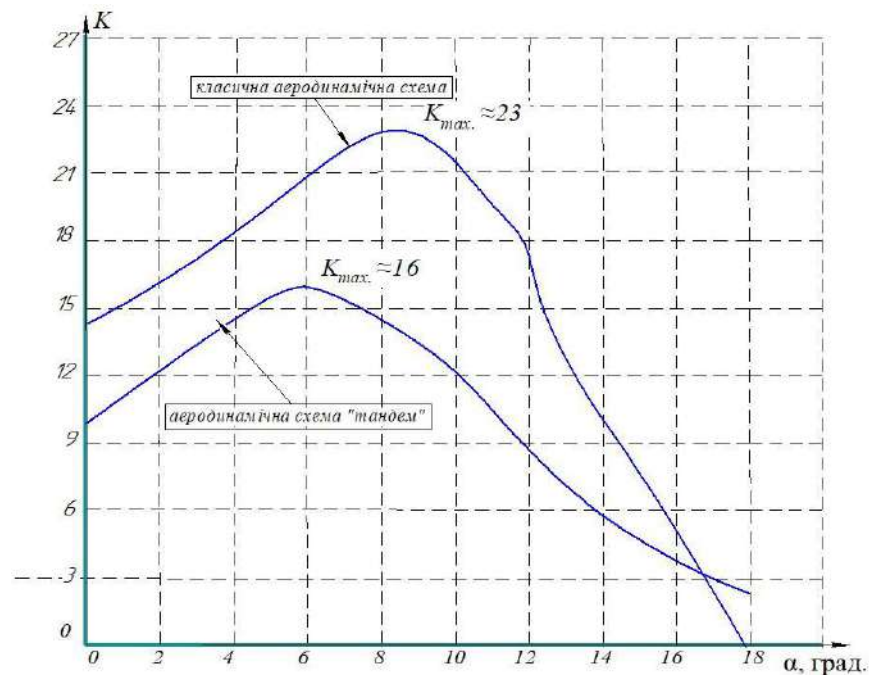


Рис.4.8. Залежність коефіцієнта аеродинамічної досконалості від кута атаки для розрахункових випадків

### 4.3. Технічне завдання на БЛА на СЕ

Технічне завдання на проектування даного літального апарату даного типу повинно враховувати специфічні вимоги.

По-перше, регіон в якому планується експлуатація. Дана вимога формулюється не тільки з міркування стійкості елементів планера літака і його систем до впливу навколишнього середовища, як це прийнято для традиційних ЛА, а, в першу чергу, з умови забезпечення енергією на різних широтах.

По-друге, період року протягом якого повинна забезпечуватися експлуатація. Ця вимога пов'язана з різною кількістю енергії в залежності від періоду року.

Величина, яка характеризує дві вищеприведені вимоги, це розподіл середнього значення сонячної радіації за добу та рік. Це статистична величина, яка може бути отримана з досліджень метеорологічних служб.

Таким чином, основні вимоги наведені в ТЗ, що визначають геометрію та масу ЛА – це розподіл середньодобової величина сонячної радіації; маса корисного навантаження; енергоспоживання корисного навантаження.

Крім перерахованих вище вимог, що визначаються ТЗ, для формування технічного вигляду необхідно задатися початковими даними на проектування. До них належать: висота крейсерського польоту, швидкість крейсерського польоту, КПД сонячних елементів та силової установки, максимальні експлуатаційні перевантаження, коефіцієнт безпеки.

Нижче наведено приклад ТЗ на безпілотний авіаційний комплекс з БЛА даного типу

Таблиця 4.3.

**ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ  
НА БЕЗПЛОТНИЙ АВІАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ**

*1. Обґрунтування розробки*

1.1. Технічне завдання розроблено та узгоджено у відповідності з цілями та задачами по створенню БАК на СЕ

*2. Ціль і задачі розробки. Призначення БАК на СЕ*

2.1. Ціллю розробки є створення БАК класу «міні» на СЕ, для виконання повітряної розвідки в інтересах Національної Гвардії України, ЗСУ та інших структур.

2.2. Основною задачею являється створення зразку БАК, характеристики якого



відповідають даному ТЗ.

2.3. Безпілотний авіаційний комплекс призначений для ведення повітряної розвідки, заданого району території України в період квітень-жовтень, в автоматичному режимі за допомогою бортової відео/фото камери в інтересах відділення, взвод, рота.

### *3.Склад БАК на СЕ*

Безпілотний авіаційний комплекс складається з:

3.1. БЛА на СЕ – 1 шт. в транспортних захисних контейнерах.

3.2. Транспортний кейс для наземної частини в якому розміщено:

3.2.1. Нетбук для програмування БЛА на СЕ, перегляду та резервного збереження польотної інформації.

3.2.2. Пульти дистанційного типу Spectrum DX6.

3.2.3. Лінія відео зв'язку НПУ-БЛА з робочою частотою 900.....1200 Гц;

3.2.4. Комплект ЗП.

3.2.5. Зарядний пристрій.

3.2.6. Відео монітор відображення он-лайн інформації з бортової камери БЛА.

3.2.7. Додаткові силові акумулятори.

3.2.8. Наземний пристрій реєстрації телеметричної інформації з борту БЛА на базі S-DVR.

3.2.9. Експлуатаційна документація:

- Керівництво з льотної та технічної експлуатації.

- Формуляр.

### *4.Тактико-технічні вимоги до БАК на СЕ*

4.1. Вимоги до технічних характеристик.

4.1.1. Тактичний радіус БЛА з цільовим навантаженням при польоті із заданим змінним профілем повинен бути не менше 50 км зі швидкістю від 30 до 70км/год.

4.1.2. Тривалість польоту повинна становити не менше 4 год. в очікуваних умовах експлуатації.

4.1.3. БЛА повинен бути оснащений:

- Бортовою системою автоматичного управління польотом;

- Навігаційною системою.

4.1.4. БАК повинен надавати телевізійну розвідувальну інформацію з бортової відеокамери БЛА з прив'язкою до повітряних GPS координат БЛА, при відсутності застосування засобів радіоелектронної боротьби.

4.2. Вимоги до технічних характеристик.

4.2.1. Тактичний радіус БЛА з цільовим навантаженням при польоті із заданим змінним профілем повинен бути не менше 40 км зі швидкістю від 36до 72 км/год.

4.2.2. БЛА повинен бути оснащений:

- Бортовою системою автоматичного управління польотом;

- Навігаційною системою GPS.

- Підсистемою телеметрії для передачі на ПУ параметрів польоту БЛА.

- Відсіком під цільове навантаження – ТВ-камера.

4.2.3. Загальна транспортна маса комплексу не більше 18 кг, включаючи:

- Транспортний кейс з наземною частиною комплексу – 12 кг.

- БЛА масою не більше 6 кг.

4.2.4. Час підготовки та проведення пуску БЛА без зміни цільового навантаження – не більше 25 хв., зі зміною – не більше 40 хв.

4.2.5. Основний режим польоту – автоматичний, з формуванням завдання на

основі Googlemaps по GPS-координатам. Зліт та посадка в автоматичному режимі.

4.2.6. Планер БЛА повинен бути виготовлений з композиційних, радіо прозорих матеріалів.

4.2.7. Матеріали та технології використані при виготовлення БЛА мають бути безпечними для людини та навколишнього середовища при експлуатації та утилізації БЛА.

4.2.8. Характеристики габаритів і маси БАК повинні забезпечувати можливість їх перенесення особовим складом.

4.2.9. БЛА повинен бути працездатним та зберігати свої властивості по міцності і стійкості до дії механічних та кліматичних факторів.

4.2.10. Матеріали та деталі зразка повинні бути стійкими до дії миючих засобів, паливомастильних матеріалів, дегазуючих, дезактивуєючих і дезінфікуючих розчинів, біологічним факторам. Ці засоби не повинні приводити БЛА до несправного стану.

4.3. Вимоги до радіоелектронного захисту.

4.3.1. Вимоги по стійкості елементів БАК до дії засобів РЕБ не висуваються.

4.4. Загальні вимоги до ремонтпридатності БАК.

4.4.1. БАК повинен бути ремонтпридатним в польових умовах, з мінімальним терміном відновлення працездатності. Для зручності транспортування він складається з окремих частин з можливістю їх швидкого збирання і розбирання. Конструкція БАК повинна забезпечувати легкий доступ до складових частин з метою проведення їх технічного обслуговування та ремонту. Конструктивні особливості повинні унеможливити неправильне поєднання вузлів та агрегатів складових частин корпусу, комутації шлейфів та інших елементів.

4.4.2. Склад одиночного комплекту запасних частин та інструментів повинен забезпечувати проведення ремонту корпусу, заміни основних вузлів і агрегатів, елементів цільового навантаження в польових умовах. Для ремонту у військах для кожного БАК постачається індивідуальний комплект ЗІП.

#### *5.Очікувані умови експлуатації*

5.1. Параметри стану та дії на БАК зовнішнього середовища.

5.2. Експлуатаційний діапазон температур:  $-20^{\circ} \dots +50^{\circ}$ .

5.3. Обмеження по вітру в точці старту:

- при зльоті: зустрічний вітер не більш 6 м/с, бокова складова не більше 1м/с;

- при виконанні польоту: вітер не більше 10 м/с;

- при посадці не більше 6 м/с.

5.4. Вологість повітря до 95 %.

5.5. Аеродромне базування, можливі габарити злітно-посадкового майданчика – 72х5х20м.

#### *6.Тактико-технічні вимоги до БАК на СЕ*

6.1. Радіус дії – 40 км.

6.2. Час польоту –240хв.

6.3. Крейсерська швидкість – 36...72 км/ год.

6.4. Крейсерська висота польоту – 100...1000 м над рівнем землі.

6.5. Маса цільового навантаження – 0,2 кг.

6.6. Ресурс планеру БЛА, силової установки – не менше 20 зльотів/посадок або 30 льотних годин.

#### *7.Вимоги до бортової системи навігації і керування БАК на СЕ*

7.1. Бортова система навігації і керування польотом повинна забезпечити:

- політ в автоматичному режимі (за програмою);
- політ у режимі ручного управління оператором в радіусі 500 м від точки старту, з використанням пульта дистанційного керування;
- автоматичний зліт, політ по маршруту, посадку.

7.2. Склад бортової системи навігації і керування польотом:

Автопілот типу Ardupilot 2.6.

Приймач системи супутникової навігації з вбудованим компасом типу Ublox NEO-6H.;

підсистема телеметрії для передачі на НПУ параметрів польоту БЛА типу Minim OSD;

7.3. Відсік цільового навантаження для розміщення цифрового фотоапарату типу Go PRO HERO 3.

#### *8.Вимоги до цільового навантаження*

8.1. Цільове навантаження на основі цифрової фото/відеокамери GoPROHERO 3+ або аналогічної.

8.2. Лінійна розрізнявальна здатність – від 0,5 м до 2,5 м залежно від типу розвідувальної апаратури та висоти польоту.

#### *9.Вимоги до наземного пункту управління*

9.1. Наземний пункт управління розміщується в транспортному кейсі, стійкому до механічних пошкоджень, захищеному від потрапляння вологи. Склад наземного пункту управління:

- Нетбук для програмування БЛА, збереження польотної інформації, перегляду первинної відеоінформації з бортової камери в HD якості.
- Пульт дистанційного керування БЛА.
- Лінія відео зв'язку НПУ-БЛА.
- Комплект ЗП.
- Зарядний пристрій для акумуляторів та нетбуку.
- Відео монітор відображення телевізійної інформації з БЛА.
- Додаткові акумулятори.
- Експлуатаційна документація.

На моніторі, що відображує онлайн інформацію з цільового навантаження БЛА, повинна бути відображена наступна телеметрична інформація:

- Повітряні GPS координати БЛА.
- Відео зображення спостережувальної ділянки підстилаючої поверхні.
- Висота польоту відносно точки старту.
- Маршрутна точка до якої слідує БЛА.

9.3 Програмне забезпечення встановлене на ноутбуку НПУ повинно працювати в комплексі з бортовою системою навігації і керування БЛА та забезпечувати:

- Оперативне планування польотного завдання та введення його в пам'ять автопілоту.
- Коригування параметрів автопілоту.

#### *10.Вимоги до технології*

10.1. Планер БЛА виготовляється композиційно.

10.2. Основні з'єднання в конструкції – болтові, клейові, заклепочні та інші.

10.3. Основні технологічні процеси, по можливості, повинні виключати застосування наявного обладнання авіаційних підприємств.

### *11. Система технічного обслуговування та ремонту*

11.1. Повинен бути забезпечений візуальний огляд агрегатів і вузлів, що вимагають планового ТО, контролю або заміни.

11.2. Повинна бути забезпечена взаємозамінність основних комплектуючих.

11.3. Середній час відновлення при відмові має становити не більше 10 год.

### *12. Ресурси і терміни служби*

12.1. Для елементів наземного пункту управління – більше 100 робочих циклів.

12.2. Ресурс і термін служби планера до першого ремонту, а також міжремонтний ресурс і термін служби – за станом.

12.3. Призначений ресурс гвинта – за станом.

12.4. Міжремонтний Ресурс і термін служби до списання БЛА, двигуна і повітряного гвинта визначатиметься у міру накопичення досвіду експлуатації, але становитиме не менше 30 льотних годин чи 20 злетів та посадок, в залежності від того, що настане раніше. Ресурс гвинта – за станом.

12.5. Двигун – за станом.

12.6. Ресурс і термін служби до списання БЛА, двигуна і повітряного гвинта визначатиметься у міру накопичення досвіду експлуатації, але становитиме не менше 30 льотних годин чи 20 злетів та посадок, в залежності від того, що настане раніше.

## **4.4. Загальний алгоритм визначення проектних значень масово-енергетичних параметрів БЛА на СЕ**

Завдання проектування БЛА, що використовує енергію сонячного випромінювання, як і будь-якого ЛА, що реалізовує аеродинамічний принцип польоту зводиться до визначення проектних параметрів. Вони однозначно характеризують будь-який літак, як літальний апарат важчий за повітря, здатний літати в певному діапазоні висот і швидкостей, здійснювати маневри, злітати і сідати на відповідну площадку. Проектні параметри формують конкретні аналітичні залежності: рівняння масового балансу, рівняння енергетичного балансу. Умовою технічної реалізації проекту літака є задоволення описаних вимогам з урахуванням обмежень, що накладаються, як на параметри, так і на характеристики [61].

В той же час, проектування БЛА на СЕ має ряд особливостей, пов'язаних з типом силової установки. Крило, подібних апаратів, служить не лише для створення підйомної сили, чим визначається його площа, але і для розміщення на його поверхні сонячних елементів, що визначають кількість енергії, яка генерується для потреб літального апарату. Внаслідок цих особливостей

вищезгадані рівняння в традиційному виді не застосовні для вирішення завдання проектування даного типу ЛА і вимагають зміни. Модифікація рівнянь була проведена вище (розділи 2,3), а результати опубліковані в роботах [32-32],[42] [65].

Методика проектування БЛА на СЕ базується на ряді основних тверджень і допущень, що значною мірою спрощують визначення основних проектних параметрів на етапі ескізного проекту, проте дещо впливають на точність. По-перше БЛА на СЕ має постійну масу, оскільки використовує для здійснення горизонтального польоту тільки електричну енергію. Площа крила визначає кількість сонячних елементів, і, отже, кількість енергії, що генерується для потреб літального апарату.

Основні проектні параметри, за винятком потрібної потужності двигуна, вибираються з умови горизонтального польоту на постійній висоті без стадій зльоту, набору висоти і зниження. Передбачається, що зліт і набір висоти відбуваються на початку світлового дня й акумуляторні батареї повністю заряджені. Зниження і посадка на завершальній стадії польоту відбуваються за рахунок запасу потенційної енергії.

Базуючись на наведених вище твердженнях і допущеннях, а також на основних рівняннях існування ЛА, що використовують аеродинамічний принцип польоту, запропонована методика визначення проектних параметрів. Дана методика дозволяє визначити значення злітної маси, раціональні значення геометричних параметрів ЛА з урахуванням маси, енергоспоживання, траєкторних та експлуатаційних умов. Алгоритм методики в спрощеному виді зображено на рис.4.9.

Алгоритм даної методики умовно можна розділити на проміжні етапи:

На початковій стадії створення, спільно з замовником, формулюється технічне завдання на проект БЛА (за аналогією з ТЗ наведеному в п.4. даного розділу). При цьому визначаються жорсткі обмеження на такі параметри як максимальна літна маса  $m_0$ , крейсерська швидкість польоту  $V$ , час польоту  $T_{\pi}$ .

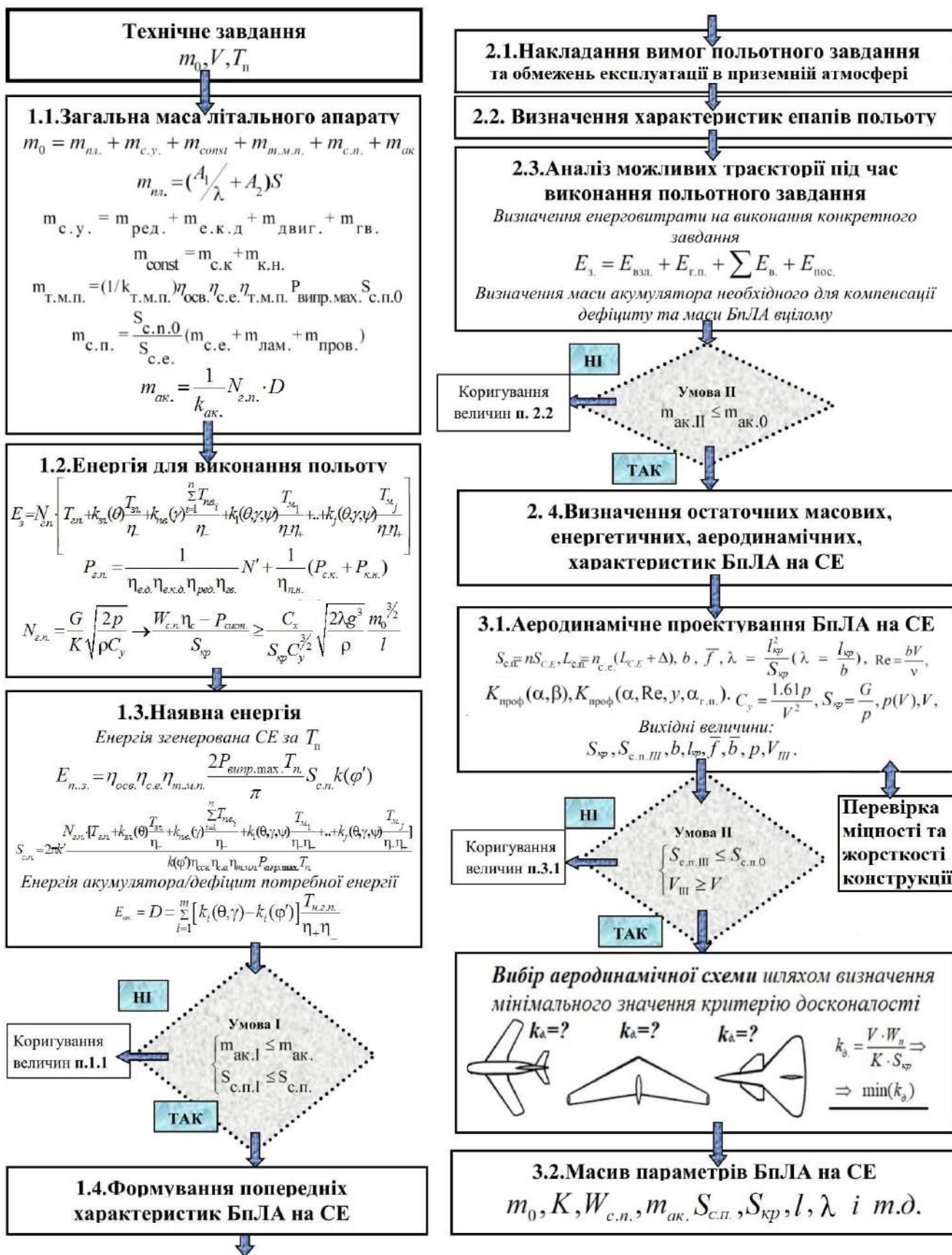


Рис.4.9. Алгоритм визначення параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії з забезпеченням тривалого польоту в умовах неспокійної приземної атмосфери

На етапі 1.1. проводиться дискретний аналіз мас складових елементів і систем БЛА та розподіл мас між ними. Математична модель дискретного визначення мас докладно була описана в роботі [42]. В результаті проведення розрахунку формується попередні значення мас ( $m_{пл.}, m_{с.у.}, m_{const}, m_{м.м.н.}, m_{с.п.}, m_{ак}$ ) та певних характеристик складових елементів БЛА.

На етапі 1.2. проводиться визначення попередніх значень необхідної тяги  $P_{с.у.}$  та потужності силової установки літака  $N_{с.у.}$  за умови реалізації горизонтального польоту та крейсерської швидкості  $V$ .

За тим (етап 1.3). проводиться визначення необхідної енергії згенерованої сонячними елементами та площа СЕ при цьому. Якщо при перевірці енергетичного балансу виявляється, що енергії згенерованої СЕ недостатньо для задоволення енергетичних потреб ЛА, то визначається маса акумулятора, яка компенсує дефіцит.

На цьому перша стадія визначення попередніх параметрів БЛА завершується, але для подальшого прорахунку варто забезпечити важливі умови (умова I (рис.4.9.). По-перше, площа сонячних елементів отримана в е.1.3 не повинна перевищувати площу зазначену в е.1.1.  $S_{с.п.I} \leq S_{с.п.}$ . По-друге, маса акумулятора для компенсації дефіциту енергії з п.1.3 не повинна перевищувати масу відведену під акумулятор в е.1.1.  $m_{ак.I} \leq m_{ак}$ . Якщо хоча б одна умова не виконується, то необхідно повернутися до етапу 1.1 і провести перерозподіл мас та ітераційно досягти виконання вищеописаних умов.

При виконанні умови I можна виконати формування масиву попередніх характеристик БЛА на СЕ (е.1.4), оскільки, всі базові параметри та обмеження вже є відомими.

Отримані проектні параметри в значній мірі характеризують БЛА на СЕ, проте вони не враховують експлуатаційних вимог та особливостей завдань, які має вирішувати апарат.

На другій стадії проводиться аналізі можливих траєкторій польоту БЛА на СЕ під час вирішення завдань описаних в ТЗ (е.2.1). При цьому проводиться визначення раціональних, з точки зору енерговитрат, характеристик та вимог кожного етапу польоту (зліт, посадка, віраж, горизонтальний політ) (е.2.2.). Визначаються енерговитрати на виконання етапів. Математична модель даного процесу описана в роботі [65].

Маючи особливості кожного з етапів польоту проводиться визначення енерговитрат на виконання конкретного завдання шляхом сумування енерговитрат на виконання складових етапів польоту (е.2.3). Якщо величини енерговитрат на виконання конкретного завдання перевищує енергію згенеровану СЕ, то проводиться визначення маси акумулятора для компенсації енерговитрат. При цьому отримана маса акумулятора не повинна перевищувати масу зарезервовану під нього в е.1.1 та визначену в е.1.3  $m_{ак.ІІ} \leq m_{ак.0}$ . Невиконання умов ІІ (рис.4.9) потребує проведення корекції (е.2.2.) в напрямку зменшення енерговитрат на виконання певних етапів.

Після врахування траєкторних умов, на реалізацію конкретного завдання проводиться визначення остаточних значень масових енергетичних, аеродинамічних, характеристик БЛА на СЕ (е.2.4.).

На третій стадії проводиться докладний аеродинамічний розрахунок, визначення геометричних характеристик несучих поверхонь (описано в роботі [33]), вибір аеродинамічної схеми (е.3.1). Певні характеристики, а саме швидкість польоту та площа сонячних панелей повинна задовольняти умову ІІІ –  $S_{с.п.ІІІ} \leq S_{с.п.0}, V_{ІІІ} \geq V$ . Якщо умова ІІІ не виконується, необхідно відкоригувати параметри, що визначаються в (е.3.1).

Крім того, варто провести оцінку ефективності застосування аеродинамічних схем шляхом визначення значень критерію досконалості  $k_d$  для можливих варіантів аеродинамічного обрису та обрати варіант з мінімальним значенням  $k_d$ .



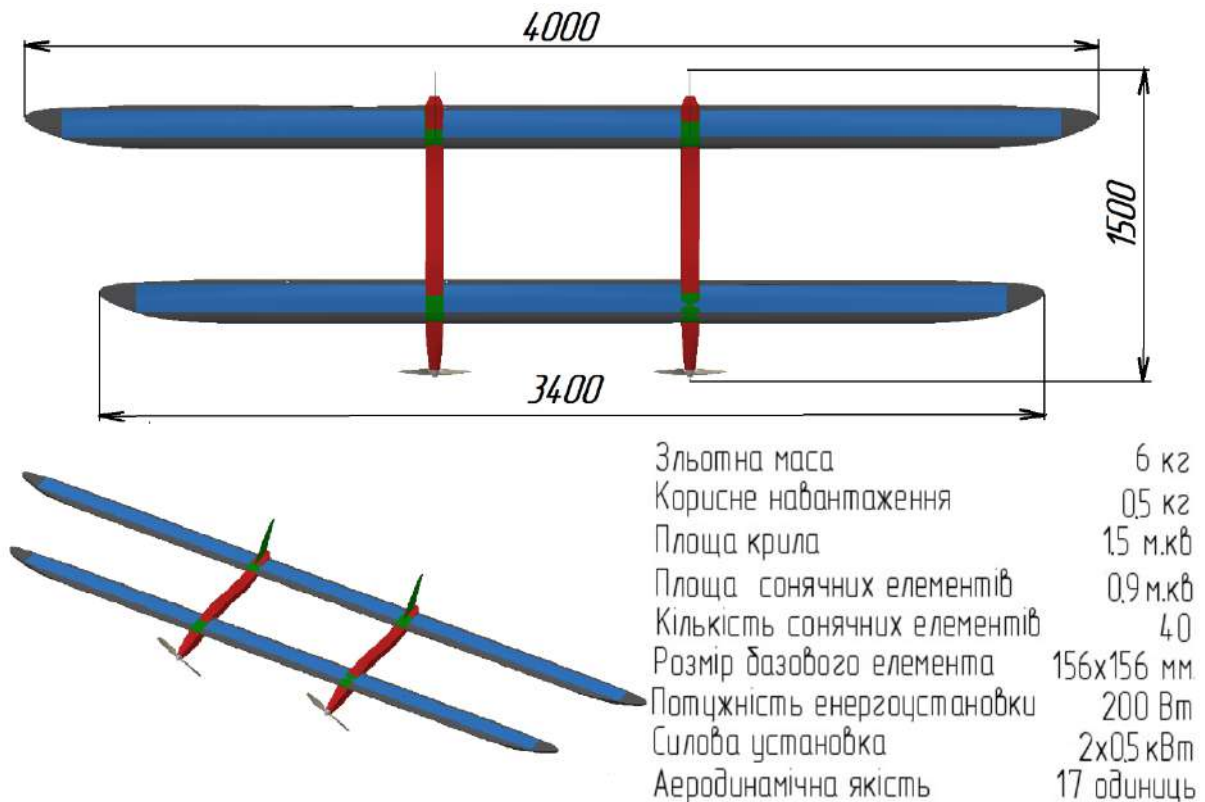


Рис.4.10. Проект БЛА на СЕ для вирішення задачі тривалого польоту в жорстких умовах

На завершальних етапах виконується: остаточне формування масиву характеристик БЛА на СЕ (е.3.2); перевірка окремих агрегатів та вузлів зразка на міцність та жорсткість (е.3.3); тестування систем і тд.

В результаті розрахунків отримано значення параметрів БЛА на СЕ для вирішення задачі тривалого польоту в жорстких умовах експлуатації (див. рис.4.10), з покращеними на 15-20% експлуатаційними характеристиками в порівнянні з дослідними зразками. Запропонована схема ЛА на СЕ дозволяє отримати малогабаритну конструкцію з високою масовою ефективністю (коефіцієнт масової віддачі до 0,2), низькими аеродинамічними втратами (сила опору в межах 4-5Н) та достатньою площею крил для розміщення сонячних елементів, енергія яких буде забезпечувати тривалий політ в межах 4-6 годин. Наряду з цим ККС у вигляді просторової ферми задовольняє умовам достатньої міцності та жорсткості. За умови модернізації системи керування та зв'язку, БЛА

на СЕ (рис.4.10) гарантовано зможе виконувати на території України польоти тривалістю до 6 годин.

#### **Висновки по розділу 4**

1. Встановлено, що робочий діапазон відносної товщини крила літака на сонячній енергії знаходиться в межах від 8% до 12%.

2. Визначена залежність радіуса кривизни від відносної координати профілю та залежність коефіцієнта аеродинамічної якості від кута атаки для трьох типових профілів, що дає можливість визначити зону розміщення сонячних елементів та тип профілю крила.

3. Запропонований алгоритм для визначення базових параметрів крила літака на сонячній енергії та на його основі проведений розрахунок параметрів крила літака на сонячній енергії.

4. Сформовано рекомендації щодо вибору аеродинамічної схеми БЛА на СЕ. Розроблено типове технічне завдання на літальний апарат даного типу.

5. Розроблено загальний алгоритм вибору параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії з забезпеченням тривалого польоту в умовах приземної атмосфери. В основу алгоритму покладені основні рівняння реалізації та особливості експлуатації ЛА. Запропонована методика визначення проектних параметрів ЛА даного типу.

6. Результати дослідження реалізовані в новому проекті ЛА на СЕ, з покращеними на 15-20% аеродинамічними, масовими, експлуатаційними характеристиками в порівнянні з дослідними зразками. Запропонована ККС в виді просторової ферми в поєднанні з аеродинамічною схемою «тандем» дозволяє отримати, для умов позааеродромної експлуатації, конструкцію достатньої міцності та жорсткості.

## Висновки

На підставі результатів проведених наукових досліджень можна зробити наступні висновки:

1. Запропоновано аналітично-експериментальний метод визначення параметрів літака на СЕ, що враховує особливості енергозабезпечення ЛА на режимах відмінних від горизонтального польоту та дозволяє сформулювати масив основних характеристик – злітну масу, аеродинамічну якість, масу і площу сонячних панелей, масу акумулятора, навантаження на крило, площу крила, тощо – реалізація яких забезпечує тривалий політ з урахуванням умов польоту в приземній атмосфері та вимог позааеродромної експлуатації.

2. Сформовано узагальнений критерій оцінки рівня досконалості існуючих і ЛА на СЕ що проектуються, який враховує енергетичні, аеродинамічні, масово-геометричні параметри та дозволяє здійснювати пошук оптимального, по тривалості польоту, варіанту характеристик літака (в т.ч. аеродинамічної схеми). Встановлено, що його значення обернено-пропорційне тривалості польоту та знаходиться в межах 12-50 одиниць.

3. Вдосконалено розрахункову модель масово-енергетичного балансу літака, шляхом врахування особливостей реалізації типових режимів польоту, законів генерації енергії Сонця, метеорологічних умов, орієнтації енергоустановки в просторі, конструктивних факторів та геометричних параметрів ЛА.

4. Створено три дослідних зразка, що дозволило провести комплекс наземних і льотних випробувань БЛА на СЕ. Отримані результати підтверджують можливість реалізації ЛА на СЕ для позааеродромної експлуатації з тривалістю польоту 4-6 год в умовах приземної атмосфери.

5. Сформовано вимоги щодо забезпечення ефективної роботи сонячної панелі в залежності від характеристик захисного пакету (полікарбонат-ЕВА-СЕ-ЕВА-полікарбонат) та кривизни поверхні крила, що дозволило, шляхом залучення

пакету СЕ в сприйняття навантаження діючого на крило (до 28% від загального), мінімізувати масу конструкції планеру.

6. Результати дослідження реалізовані в новому проекті ЛА на СЕ. Запропонована КСС планера в виді просторової двобалочної ферми, в поєднанні з аеродинамічною схемою «тандем», дозволяє отримати малогабаритну конструкцію з високою масовою ефективністю (коефіцієнт масової віддачі до 0,2), низькими аеродинамічними втратами (сила опору в межах 4-5Н), достатньою площею крил для розміщення сонячних елементів, енергії яких буде забезпечувати тривалий політ в межах 4-6 годин та забезпечити для умов позааеродромної експлуатації достатню міцність та жорсткість.

7. Результати дисертаційної роботи використані під час створення безпілотних літальних апаратів в ТОВ "РУДЬ АЕРО МРО" (акт впровадження від 28.03.2019), ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН" (акт впровадження від 16.04.2019) та інтегровані в навчальний процес кафедри авіа- та ракетобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського (акт впровадження від 20.06.2019).

## Література

1. Трофименко А. П. Самолеты на солнечных батареях – новый инструмент для проведения исследований в Антарктике: особенности, преимущества, перспективы/ А. П. Трофименко Український антарктичний журнал, 2012. № 10-11, С. 390-398.
2. Noth A., Design of solar powered airplanes for continuous flight, Ph.D. dissertationю.[Proektuvannya sonyachnykh batareyakh litakiv dlya bezperervnoho 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](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. Шуткин О.И. Солнечная энергетика: перспективы в мире и состояние в России / О.И. Шуткин // Технології розвитку інтелекту : електронне наукове фахове видання [Електронний ресурс]. – К., 2011. – Т. 1, № 1. – режим доступу : <http://www.energy-fresh.ru/solarenergy/analitics/?id=1931>.
9. Андреев В.М., Румянцев В.Д. Сонячні гетерофотоелементи і енергоустановки на їх основі // Електротехника, 1986, № 2. С. 3-11.

10. Бортові енергосистеми космічних апаратів на основі сонячних і хімічних батарей. Ч. 1.2 / Бекан Н.В., Безручко К.В., Елисеєв В.Б., Ковалевський В.В., Федоровський А.Н. // -Уч. посібник для вузів. -Харьків: ХАИ, 1992. -375с.
11. Сонячні панелі. Коротко про сонячні батареї/<http://smarteco.biz.ua/solar-panels>.
12. Стребков Д.С., Муругов В.П. Энергосбережение и возобновляемые источники энергии. Вестник сельскохозяйственной науки. -М., Агропромиздат, 1991, N 2, (413), С.117-125.
13. Inventory /<http://www.gaaswafers.com>.
14. Таблицы инсоляции для расчета ФЭС /<http://www.solbat.su>.
15. The Atmospheric Science Data Center (ASDC) at NASA Langley Research Center/ <https://eosweb.larc.nasa.gov>.
16. Хаммуд Хуссейн Аббас. Обоснование режима работы насосной установки при электропитании от солнечной батареи: Автореф. дис. канд. техн. наук СПб.: 1992. -15 с.
17. Макаров А.К. Электромобиль с комбинированной энергетической установкой, включающей солнечную батарею: Автореф. дис. канд. техн. наук. М.: 1998. -21 с.
18. Титоренко В.Н. Анализ состояния исследовательских работ по беспилотным высотным ЛА на солнечной энергии. Тез. докл. XXXVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 2001 г, с. 91-92.
19. Duffie J.A., Beckman W.A. Solar Engineering of Thermal processes // John Wiley & Sons, Inc., N.Y., Third Edition. 2006. 928 p.
20. 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.
21. Romeo G., Frulla G., Fattore L. HELIPLAT: A Solar Powered HALEUAV for Telecommunication Applications. Design & Parametric Results. Analysis,

Manufacturing & Testing of Advanced Composite Structures. Proceedings of «UAV 2000», Paris, 14-16 June 2000.

22. Брусов В. С., Таргамадзе Р. Ч., Семенов В. В. и др. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии. Вестник НПО имени С. А. Лавочкина № 1, 2015, с. 71 – 79.

23. Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических летательных аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости. Вестник НПО имени С. А. Лавочкина № 1, 2015, с. 55 – 65.

24. Nickol C.L., Guynn M.D., Kohout L. L., Ozoroski T. A., High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development, Langley Research Center Hampton, Virginia № 23681-2199, 2007, p. 19-35

25. Abbe , G. Technological development trends in Solar-powered Aircraft Systems [Text] / G. Abbe, H. Smith // Renewable and Sustainable Energy Reviews . – 2016. – Vol. 60. – P. 770-784. doi: 10.1016/j.rser.2016.01.053 .

26. Gao , X.-Z. Reviews of methods to extract and store energy for solar-powered aircraft [Text] / X.-Z. Gao , Z.-X. Hou , Z. Guo , X.-Q. Chen // Renewable and Sustainable Energy Reviews . – 2015. – Vol. 44. – P. 96-108. doi:10.1016/j.rser.2014.11.025.

27. Gao , X.-Z. Reviews of methods to extract and store energy for solar-powered aircraft [Text] / X.-Z. Gao , Z.-X. Hou , Z. Guo , J.-X. Liu , X.-Q. Chen //Energy Conversion and Management . – 2013. – Vol. 70. – P. 20-30. doi:10.1016/j.enconman.2013.01.007.

28. Gao , X.-Z. The equivalence of gravitational potential and rechargeable battery for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft on energy storage[Text] / X.-Z. Gao , Z.-X. Hou , Z. Guo , R.-F. Fan , X.-Q. Chen // Energy Conversion and Management. – 2013. – Vol. 76. – P. 986-995. doi:10.1016/j.enconman. 2013.08.023.

29. Barbosa, R. Sizing of a solar/hydrogen system for high altitude longendurance aircrafts [Text] / R. Barbosa , B. Escobar , V. Sanchez , J. Hernandez , R

Acosta , Y. Verde // International Journal of Hydrogen Energy . – 2014. – Vol. 39, Issue 29. – P. 16637-16645. doi: 10.1016/j.ijhydene.2014.05.152.

30. Fazelpour , F. Considerable parameters of using PV cells for solar-powered aircrafts [Text] / F. Fazelpour , M. Vafaeipour , O. Rahbari , R.Shirmohammadi // Renewable and Sustainable Energy Reviews . – 2013. – Vol. 22. – P. 81-91. doi: 10.1016/j.rser.2013.01.016.

31. Agarwal, R. Energy Optimization for Solar-Powered Aircraft [Text] / R. Agarwal // Encyclopedia of Aerospace Engineering. – 2015.– P. 1-17. doi: 10.1002/9780470686652.eae1010.

32. Сухов, В.В. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні [Текст] / В.В. Сухов, А.В. Иващук, Я.С. Козей // Вісник НТУУ КПІ серія Машинобудування. – 2016. – № 77. – С. 5-14. doi: 10.20535/2305-9001.2016.77.71470.

33. Сухов, В.В. Аеродинамічне проектування крила з сонячними елементами[Текст]/ В.В. Сухов, Я.С. Козей, А.В. Гетьман // Інформаційні системи, механіка і керування. –2014–№11. –С.111-119. doi: 10.20535/2219-380411201451104.

34. Baldock, N. A Study of Solar Powered, High-Altitude Unmanned Aerial Vehicles[Text]/ N. Baldock, M. R. Mokhtarzadeh-Dehghan // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. An International Journal.–2006. № 78(3).—P.187-193.

35. Авиационный метеорологический код METAR [Электронный ресурс]/ Метеоцентр. — Режим доступа: <http://www.meteocenter.net/meteolib/metar.htm>. — Загл. С экрана.

36. Structural Sizing of a Solar Powered Aircraft [Text]: Technical report/NASA; D.W. Halland, S.A. Hall. — CR 172313. — United States, 1984. — 105p.

37. Stender, W. Sailplane Weight Estimation[Text]/ W. Stender// Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile(OSITIV). — 1969.



38. Das Solarflugzeug Icaré, Vorläufer für eine Kategorie Elektrisch Getriebener Flugzeuge[Text]: Technical report/ Universität Stuttgart; M. A. Rehmert, W. Scholz, R. Voit-Nitschmann. — DGLR-JT95-009 — Germany, 1995. — 99p.

39. Solar Panel Manufakturers [Electronic resource] / ENF Solar definitive directory of solar companies and products. — Access mode: <https://www.enfsolar.com/directory/panel>. — Ver. From the screen.

40. Аккумуляторы и аксессуары [Электронный ресурс] / Интернет-магазин hobbyking. — Режим доступа: [https://www.hobbyking.com/ru\\_ru/batteries/lipoly-all-brands.html](https://www.hobbyking.com/ru_ru/batteries/lipoly-all-brands.html). — Загл. С экрана.

41. Бесколлекторные электродвигатели для самолетов [Электронный ресурс] / Planeta Hobby магазин радиоуправляемых моделей. — Режим доступа: <https://www.modelistam.com.ua/elektrodvigateli-aksessuary/beskollektornye-dlya-samoletov-c-238> — Загл. с экрана.

42. Sukhov V., Kozei Y. Analysis of mass and energy balance of the unmanned aerial vehicles on solar energy. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, [Scopus], v.3/9 (87) 2017, P10-18.

43. Андреев, М.А. Планирование траектории беспилотного летательного аппарата в сложных условиях при наличии угроз/М.А.Андреев, А.Б.Миллер, Б.М.Миллер, К.В.Степанян// Известия РАН. Теория и системы управления, 2012, №2, С.166-176

44. Канатников, А.Н. Допустимые пространственные траектории беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости /А.Н.Канатников, А.П.Крищенко, С.Б.Ткачев // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 3.

45. Карцев, Н. В. Планирование траектории полета БПЛА / Н. В. Карцев, О. С. Салыкова // Образование и наука в современных условиях : материалы VI Междунар. науч.-практ. конф. (Чебоксары, 26 февр. 2016 г.) / редкол.: О. Н. Широков [и др.]. — Чебоксары: ЦНС «Интерактив плюс», 2016. — № 1 (6). — С. 266-268.

46. Тань, Л. Решение задачи планирования полёта малогабаритного беспилотного летательного аппарата в условиях городской среды /Лиго Тань, А.В.Фомичев, Ян Лю// Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 7. С. 19-24.
47. Касьянов Ю. Применение БПЛА в условиях боевых действий/ <http://twower.livejournal.com/1691372.html/>
48. Велищанский, М. А. Движение летательного аппарата в вертикальной плоскости при наличии ограничений на состояния / М. А. Велищанский // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Естественные науки. – 2016. – № 3. – С. 70-81.
49. Самохин В.Ф. Экспериментальное исследование источников шумности беспилотного летательного аппарата с винто-кольцевым движителем в толкающей компоновке/ Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 70/<http://www.mai.ru/upload/iblock/81d/81d77168791775d9fa57060f4d4612d5.pdf>
50. 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>.
51. 3D-печать с нуля / Д. Горьков/ / [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://himfaq.ru/books/3d-pechat/3D-pechat-s-nulia-kniga-Gorkov-skachat.pdf>
52. Доступная 3D печать для науки, образования и устойчивого развития / Э. Кэнесс, К. Фонда, М. Дзеннаро /МЦТФ, Май 2013 года (первоеиздание)
53. Метод интегрированного конструирования и моделирования деталей авиационной техники с помощью системы Siemens NX / Р.В. Гостудым, А.Г. Гребеников/ [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/OIKIT/2013/OIKIT59/p42-51.pdf>
54. 19-23. 6. Fleury C. A. Unified Approach to Structural Weight Minimization // *Comp. methods in applied mechanics and engineering*, 1978, № 20. Pp. 17-38.
55. 10. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на основе МКЭ. САПР РИПАК / Комаров В. А. и др. - Куйбышев, 1984. - Деп. в ВИНТИ 6.06.84, № 3709- 84.

56. Гребеников, А.Г. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов: справ. пособие /А.Г. Гребеников, А.К. Мялица, В.В. Парфенюк // Нац. аэрокосм. ун-т «Харьковский авиационный институт», 2008. – 377 с.
57. Харченко, О.В. Класифікація та тенденції створення безпілотних літальних апаратів військового призначення / О.В. Харченко, В.В. Кулешин, Ю.В. Коцуренко //Наука і оборона. – 2005. – № 1 – С. 47-54.
58. Сілков, В.І.Бойове маневрування літальних апаратів / В.І. Сілков. – К.: НАОУ, 2004.–318с.
59. Доброленский Ю. П.Динамика полета в неспокойной атмосфере [Текст]. – Москва : Машиностроение, 1969. – 256 с.
60. Лебедев А. А. Аэромеханика самолета/ А. А. Лебедев,. –М.: ГИОП,1955. – 472 с.
61. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
62. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. Перевод с англ. М.: Машиностроение 1983.
63. 15 Reg A. Unmanned aircraft systems. UAVs design, development and deployment, John Wiley & Sons Ltd, 2010.
64. Вальков К. И. Лекции по основам геометрического моделирования /Учебное пособие. - Л.: ЛГУ, 1975. – 180 с.
65. Сухов В. В. Особенности планирования траектории и этапов полета беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии в условиях неспокойной атмосферы [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей // Весці Нацыянальнай акадэміі навук Беларусі. Серыя фізіка-тэхнічных навук. – Минск, 2018. – Вип. 4(63). – С.486–500.
66. Кривохатько І.С. Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] / І.С. Кривохатько. – Дис. на здоб. вч. ступ. к.т.н. – К.: НАУ, 2015. – 251 с.

## Додатки

## ДОДАТОК А. Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації

1. Сухов В.В. Аеродинамічне проектування крила з сонячними елементами [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей, А. В. Гетьман // Інформаційні системи, механіка та керування: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2014. – Вип. 11. – С.111–119.

2. Сухов В.В. Сучасний стан та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії в Україні [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей, В. В. Іващук // Вісник НТУУ КПІ серія Машинобудування / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2016. – Вип. 77. – С.5–12.

3. Sukhov V. V. Analysis of mass and energy balance of the unmanned aerial vehicles on solar energy. [Text] / V. V. Sukhov, Y. S. Kozei // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies [Scopus], jun. 2017 v. 3 (87)., ISSN 1729-4061.– P. 10–19.

4. Закревський А.О. Формування авіаційних конструкцій методом 3д друку [Текст] А. О. Закревський, Я. С. Козей, В. В. Сухов В. В. Авіаційно-космічна техніка і технологія: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. С. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2018.– Вип. 3 (147). – С. 13–22.

5. Козей Я.С. Критерій раціонального вибору параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії [Текст]/ Я. С. Козей // Інформаційні системи, механіка та керування: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського». – Київ, 2018.– Вип.35 – С. 67–74.

6. Сухов В. В. Особенности планирования траектории и этапов полета беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии в условиях неспокойной атмосферы [Текст] / В. В. Сухов, Я. С. Козей // Весці Нацыянальнай

академії наук Беларусі. Серыя фізіка-тэхнічных навук. – Минск, 2018. – Вип. 4 (63). – С.486–500.

7. *Котченко О. С.* Вибір параметрів літального апарату на сонячній енергії за схемою «літаюче крило» [Текст]/ *О. С. Котченко, Я. С. Козей, В. В. Сухов* // Інформаційні системи, механіка та керування: науково-технічний збірник. / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського». – Київ, 2018.– Вип.18 (75). – С. 40–49.

### **Патенти на винаходи**

8. Пат. 100737 Україна, МПК В64С 39/00, В64С 39/02 Безпілотний літальний апарат[Текст] / *О. М. Масько, Я.С. Козей*, заявник та власник *О. М. Масько, Я.С. Козей*. – № у 201501188 ; заяв. 12.02.2015 ; опубл. 10.08.2015, Бюл. № 15. – 10с.: іл.

9. Пат. 101378 Україна, МПК В64С 39/08. Безпілотний літальний апарат на сонячній енергії [Текст] /*В. В. Сухов, О.М. Масько, Я.С. Козей*, заявник та власник «Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № у 2015 02224 ; заяв. 13.03.2015 ; опубл. 10.09.2015, Бюл. № 17. – 6с.: іл.

10. Пат. 120078Україна, МПК В64С 39/02,В64С 39/08.Безпілотний літальний апарат на сонячній енергії [Текст] /*В. В. Сухов, О.М. Масько, Я.С. Козей*, заявник та власник *В. В. Сухов, О.М. Масько, Я.С. Козей*. – № у 2017 03296 ; заяв. 06.04.2017 ; опубл. 25.10.2017, Бюл. № 20. – 6с.: іл.

### **Матеріали доповідей на наукових конференціях**

11. *Y. S. Kozei, V. Sukhov* Aircraft aerodynamic scheme tandem working on solar energy. X Krajowe forum wiroplatowe 2015, Instytut Lotnictwa, Aerospace system department, 2015, Warszawa. P. 14.

12. *В.В Сухов, Я. С. Козей*. Перспективи використання безпілотних літальних апаратів на сонячній енергії в Україні. Сучасний стан та напрямки

розвитку. Збірник тез доповідей X Міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки », 16-17 квітня 2015, Київ. С. 91.

13. В. В Сухов, Я. С. Козей. Методика вибору параметрів крила літака на сонячній енергії. Збірник тез доповідей Науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена «Дню науки-2015»травень.2015 р., Київ. С. 211.

14. В. В Сухов, Я. С. Козей. Проблеми та перспективи розвитку літаків на сонячній енергії. Збірник тез доповідей, науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена «Дню науки-2016»травень.2016 р., Київ.

15. В.В. Сухов, Я. С. Козей, О. М. Масько. Прогнозування маси конструкції літака. Збірник тез доповідей XX Науково-технічної конференції студентів та молодих учених «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», 15-16 лютого 2017, Київ. С. 31.

16. В.В Сухов, Я. С. Козей Особливості енергозабезпечення літака на сонячній енергії.. Збірник тез доповідей XI Міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки », 13-14 квітня 2017, Київ. С. 75.

17. О. М. Масько, Я С. Козей, Стандарти НАТО для безпілотних авіаційних комплексів. Збірник тез доповідей XX Науково-технічної конференції студентів та молодих учених «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», 15-16 лютого 2017, Київ. С. 20.

18. К. Т. Дворецька, В. В Сухов, Я. С. Козей. Методика інтегрованого проектування елементів літака. Збірник тез доповідей XX Науково-технічної конференції студентів та молодих учених «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», 15-16 лютого 2017, Київ. С. 11.

19. О. С. Котченко, Я. С. Козей, В. В. Сухов. Формування легких аеродинамічних поверхонь методом 3d друку. Збірник тез доповідей, науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена «Дню науки-2018» травень.2018 р., Київ.



## ДОДАТОК Б. Акти впровадження

ТОВАРИСТВО З ОБМЕЖЕНОЮ ВІДПОВІДАЛЬНІСТЮ  
“РУДЬ АЕРО МРО”

Адреса: м. Київ, вул.Авіаконструктора Антонова 20, тел.+380503392828

Вих. №65  
28/03/2019 р

ЗАТВЕРДЖУЮ

Генеральний директор  
ТОВ “РУДЬ АЕРО МРО”, к.с.п.,  
К.М. Рудь  
2019 г.

АКТ

ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ  
КОЗЕЙ ЯРОСЛАВА СЕРГІЙОВИЧА НА ТЕМУ «МЕТОД ВИБОРУ МАСОВО-  
ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПІЛОТНОГО  
ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ»

Науково-технічна комісія в складі технічного директора В.А. Компанця,  
заступника директора О.І. Тимченка склала цей Акт у тому, що на ТОВ  
“РУДЬ АЕРО МРО” впроваджені такі результати дисертаційної роботи:

1. Методика планування траєкторії і етапів польоту безпілотного літального апарату в умовах неспокоїної атмосфери з забезпеченням максимальної тривалості польоту.
2. Методика проведення льотних випробувань.

Комісія зазначає, що матеріали розрахунків і досліджень, отриманих з використанням зазначеного методу, були використані при створенні та проведенні випробувань БпЛА «DRAGONFLY 1603».

Комісія відзначає високий науковий рівень виконаних робіт і вважає, що реалізовані математичні моделі і методи є рішенням важливої науково-технічної задачі, що має практичне значення при створенні перспективних зразків авіаційної техніки.

Технічний директор

В.А. КОМПАНЕЦЬ

Заступник директора

О.І. ТИМЧЕНКО



## ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН"

Юридична адреса: 03186, м.Київ, вул.Соціалістична 2/4, кв.45. Фактична адреса: 03036, м. Київ,

Вул.Молдавська 17, код ЄДРПОУ 39412953. Тел.+380503392828

Вих. № 167

від „16” квітня 2019 року

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН  
ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН", к.т.н.,

  
П.Г. Пятаков  
в. н. 3953 2019 г.

### АКТ

#### ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ КОЗЕЙ ЯРОСЛАВА СЕРГІЙОВИЧА НА ТЕМУ «МЕТОД ВИБОРУ МАСОВО- ЕНЕРГЕТИЧНИХ ТА ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА СОНЯЧНІЙ ЕНЕРГІЇ»

Науково-технічна комісія в складі заступника директора Ю.А. Банішевського, головного конструктора В.А. Костюка склала цей Акт у тому, що на ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН" впроваджені такі результати дисертаційної роботи:

1. Метод визначення масово-енергетичних параметрів безпілотного літального апарату з забезпеченням польоту тривалістю більше чотирьох годин.
2. Особливості енергозабезпечення силової установки та бортових систем безпілотного літального апарату.

Результати дослідження були використані на етапах проектування і доведення БпЛА «APUS 1505» та «APUS 1507».

Результати дисертаційної роботи мають практичне значення при створенні перспективних зразків авіаційної техніки.

Заступник директора



Ю.А. БАНІШЕВСЬКИЙ

Головний конструктор



В.А. КОСТЮК

## ДОДАТОК В. БЛА під час розробки яких були використані результати дисертації

### 1. БпАК APUS-1505



### 2. БпАК DRAGONFLY-1603

