

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Козей Ярослав Сергійович



УДК 629.735

**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

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2020

Дисертацією є рукопис

Робота виконана на кафедрі авіа- та ракетобудування інституту аерокосмічних технологій в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник:

доктор технічних наук, професор
Сухов Віталій Вікторович,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря
Сікорського», виконувач обов'язків завідувача
кафедри авіа- та ракетобудування.

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор
Бетін Олександр Володимирович,
Національний аерокосмічний університет ім.
М.Є. Жуковського „ХАІ”, завідувач кафедри
хімії, екології та експертизних технологій.

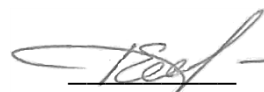
кандидат технічних наук, доцент
Матійчик Михайло Петрович,
Національний авіаційний університет,
головний конструктор науково-виробничого
центру безпілотної авіації «Віраж».

Захист відбудеться «20» лютого 2020 р. о 14 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д26.062.06 Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України за адресою 03058, м. Київ, проспект Комарова,1, корпус 11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою 03058, м. Київ, проспект Комарова,1.

Автореферат розісланий “ _____ ” _____ 2020 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради,
к.т.н., с.н.с.


(підпис) О.Ю. Корчук
(ініціали, прізвище)

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Літальні апарати (ЛА) на сонячній енергії (СЕ), особливо у якості висотних псевдосупутників, вже не позиціонують 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 у малогабаритних безпілотних літальних апаратах (БЛА) масою до 15кг (клас «міні» згідно класифікації North Atlantic Treaty Organization (NATO), які б виконували тривалі польоти (тривалістю 4-6 год.) у приземній атмосфері (при наявності вітрів, висхідних потоків) та за жорстких умов позааеродромної експлуатації (наприклад, у 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, у порівнянні з електричними, вносить ряд негативних факторів: шум, вібрацію, теплову помітність. У 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 у 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, у 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 й площу сонячних панелей, масу акумулятора, навантаження на крило тощо, реалізація яких забезпечує тривалий політ із 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 (у т.ч. аеродинамічної схеми). Встановлено, що діапазон варіації критерію знаходиться у 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 у розробці методики, яка 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), у тому числі по тривалості польоту.

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

Результати дисертаційної роботи використані під час створення безпілотних літальних апаратів у ТОВ “РУДЬ АЕРО МРО” (акт впровадження від 28.03.2019), ТОВ "ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН" (акт впровадження від 16.04.2019). Матеріали роботи інтегровані у навчальний процес кафедри авіа- та ракетобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського.

Особистий внесок здобувача. Результати дисертаційної роботи отримані здобувачем самостійно або за його безпосередньої участі. У роботах, опублікованих

у 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 у 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: 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.

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.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** наведена загальна характеристика роботи, обґрунтована актуальність дисертації, сформульовано мету і задачі досліджень, наукову новизну і практичну значимість отриманих результатів. Наведені дані про впровадження результатів роботи, її апробації та публікації.

У **першому розділі** проводиться аналіз сучасного стану досліджень за темою ЛА на СЕ. Описано проблеми що виникають при створенні ЛА даного типу. Встановлено, що для ЛА на СЕ характерним є: значні габарити – до 70 м, низьке навантаження на крило – до 10 кгс/м², 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 за класичною аеродинамічною схемою, схемою літаюче крило та вирішують задачі розвідки, моніторингу та зв'язку. Для рішення подібних задач існує потреба у 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 ЛА на СЕ (якщо питоме річне випромінювання у Швейцарії – до 1000 кВт·год/м² та Німеччині – до 1300 кВт·год/м², то в Україні – до 1550 кВт·год/м²).

Існуючі методи визначення параметрів ЛА на СЕ розглядають задачу цілодобового польоту, на висотах 16-18 км, не описують умови енергозабезпечення польоту на режимах відмінних від крейсерського та не враховані умови жорсткої позааеродромної експлуатації.

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. 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 у рамках конкретної задачі.

Аналіз наведених 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.

В схематичному виді БЛА на СЕ представлений на рис.1. 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_z , повинна врівноважуватись наявною енергією E_n . (згенерованою виключно сонячними панелями $E_{н.з.}$, або у поєднанні з енергією акумулятора $E_{ак.}$):

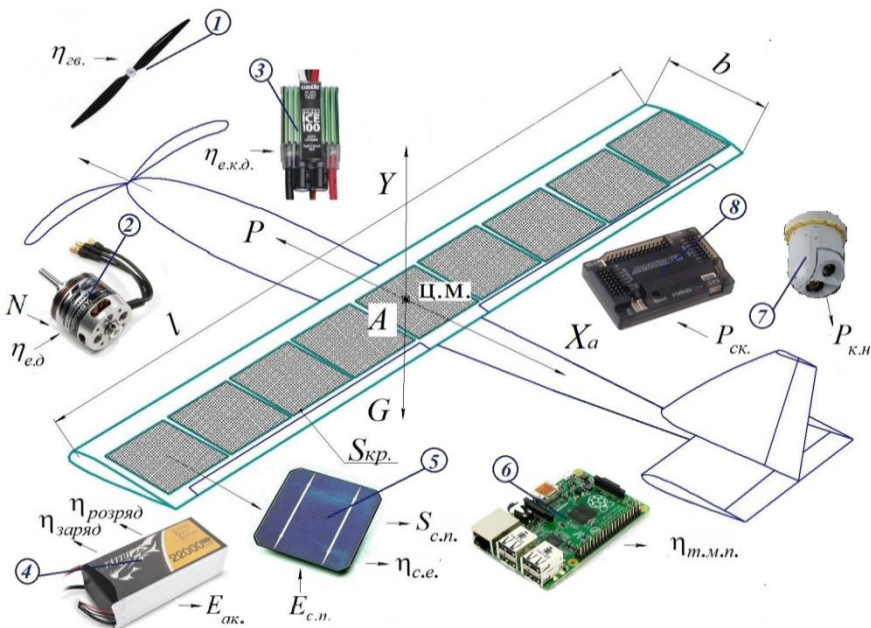


Рис.1. БЛА на СЕ:

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; P – тяга силової установки; X_a – сила лобового опору; $\eta_{е.д.} \cdot \eta_{е.к.д.} \cdot \eta_{ев.} \dots$ – коефіцієнт корисної дії відповідного компоненту

$$\begin{cases} Y = \sum_1^n m_i g; \\ P = X_a; \\ E_{н.з.} + E_{ак.} = E_z. \end{cases} \quad (1)$$

Розв'язок системи (1) зводиться до визначення: злітної маси m_0 ($m_0 \rightarrow m_{0\min}$), коефіцієнту аеродинамічної досконалості K ($K \rightarrow K_{\max}$), площі сонячних панелей $W_{с.п.}$, маси акумулятора $m_{ак.}$ ($m_{ак.} \rightarrow m_{ак.\min}$) тощо, які в сукупності забезпечують тривалий

політ T_n протягом 4–6 годин у разі використання СЕ з коефіцієнтом корисної дії $\eta_{с.е.}$ у межах 19 – 21% . Крім того має виконуватись умова $E_з. \leq E_{н.}$.

Загальні характеристики польоту. 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.

Для отримання величини енергії необхідної для реалізації польоту варто просумувати енерговитрати на всіх режимах $E_з. = \sum_{i=1}^n E_{г.п.i} + \sum_{j=1}^m E_{м.j}$, де $E_{г.п.i}$ – 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: $E_з. = N_{г.п.} \sum_{i=1}^n T_{г.п.i} + \sum_{j=1}^m N_{м.j} T_{м.j} = N_{г.п.} (T_{г.п.1} + T_{г.п.2} + \dots + T_{г.п.n}) + N_{м.1} T_{м.1} + N_{м.2} T_{м.2} + \dots + N_{м.j} T_{м.j}$.

Тривалість ГП становить 70-80% повної тривалості польоту, тому пропонується, для узагальненого випадку, енергозатрати представляти у дольовому відношенні до енерговитрат ГП: $E_з. = N_{г.п.} (T_{г.п.1} + \dots + T_{г.п.n}) + k_1 N_{г.п.} T_{м.1} + \dots + k_j N_{г.п.} T_{м.j} = N_{г.п.} (\sum_{i=1}^n T_{г.п.i} + k_1 T_{м.1} + \dots + k_j T_{м.j})$,

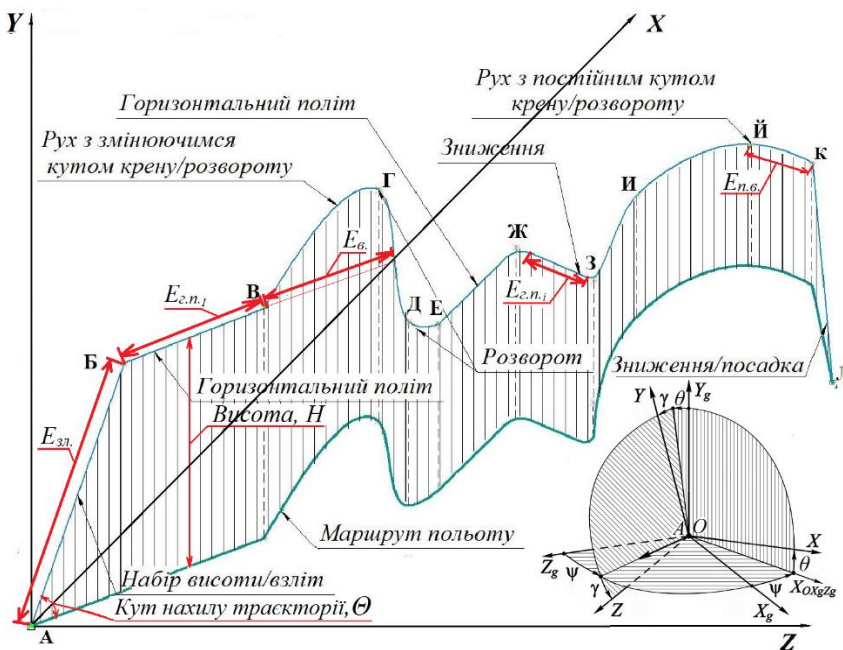


Рис.2. Типова траєкторія та етапи польоту БЛА на СЕ: А,Б,...Л – точки переходу; θ, γ, ψ – кути тангажу, крену, ристання; $E_{зл.}, E_{г.п.}, E_{н.г.}$ – витрати енергії на зліт, горизонтальний політ, віраж $OXYZ, OX_g Y_g Z_g$ – зв'язана та нормальна система координат

де $k_j = \frac{N_{м.j}}{N_{г.п.}}$. У свою чергу:

$$N_{г.п.} = \frac{1}{\eta_{е.д.} \eta_{е.к.д.} \eta_{ред.} \eta_{гв.}} N' + \frac{1}{\eta_{п.н.}} (P_{с.к.} + P_{к.н.}) ,$$

де: $\eta_{е.д.}, \eta_{е.к.д.}, \eta_{ред.}, \eta_{гв.}, \eta_{п.н.}$ – ефективність електричного двигуна, електронного контролера, редуктора, гвинта, перетворювачів напруги відповідно; N' – фактична потужність силової установки (згідно паспорту).

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 – $k(\theta, \gamma, \psi)$.

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

$$E_з. = N_{г.п.} \cdot \left[T_{г.п.} + k_{зл.}(\theta) \frac{T_{зл.}}{\eta_-} + k_{н.г.}(\gamma) \frac{\sum_{i=1}^n T_{н.г.i}}{\eta_-} + k_1(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{м.1}}{\eta_- \eta_+} + \dots + k_j(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{м.j}}{\eta_- \eta_+} \right] , i=1..n, j=1..m , (2)$$

де: $T_{z.n.}$ – час ГП; $T_{зл.}$ – час виконання етапу зльоту та набору висоти; $T_{n.в.}$ – час виконання i -того правильного віражу; $T_{m.j}$ – час виконання j -того маневру; η_+, η_- – 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 у спрощеному виді можна описати наступним чином:

$$T_n = \frac{E_{n.з.} + E_{ак.} - \sum E_{m.j}}{N_{z.n.}} \geq [4...6 год.].$$

Горизонтальний політ. Для ізольованого ГП система лінеаризованих рівнянь(1) усталеного поздовжнього руху ЛА має вид: $P = X_a; G = Y = m_0 g = C_y^\alpha \rho V^2 / 2 S_{кр.}$. 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 і навігації $P_{с.к.}$; корисне навантаження $P_{к.н.}$ і т.д.) та втрат на складових енергосистеми, тобто: $W_n = W_{с.н.} \eta_c \geq N_{z.n.}^{c.y.} + P_{сист.} = N_{z.n.}$, де $P_{сист.} = P_{с.к.} + P_{к.н.}$ – необхідна потужність для живлення систем літака; $N_{z.n.}^{c.y.}$ – необхідна потужність силової установки для здійснення ГП; $W_{с.н.}$ – наявна потужність сонячної панелі з площею $S_{с.н.}$; η_c – коефіцієнт корисної дії системи при переході енергії сонячних променів у механічну енергію руху повітряного гвинта. Тоді умови реалізації ГП можна представити у виді:

$$N_{z.n.} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}} \rightarrow \frac{W_{с.н.} \eta_c - P_{сист.}}{S_{кр.}} = \frac{\sqrt[2]{p^3}}{K} \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}} \rightarrow \frac{W_{с.н.} \eta_c - P_{сист.}}{S_{кр.}} \geq \frac{C_x}{S_{кр.} C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m_0^{3/2}}{l} \quad (3)$$

Графічна інтерпретація (3) взаємовпливу енергетичної, аеродинамічної та конструктивної складової у рамках одного розрахункового випадку представлені на рис.3,4. Наприклад, при використанні високоефективних компонентів енергоустановки, за умови $K = 0.75\lambda$ величина необхідної аеродинамічної якості для забезпечення горизонтального польоту становить 9 одиниць (точка А), тоді як при низькоефективній компоновці – близько 16-17 (точка Б). У свою чергу, реалізація високих значень K , потребує наявності великого видовження, що вносить певні обмеження щодо проектування несучих поверхонь ЛА та розміщення на них СЕ (рис.4.). Як відомо, згинаючий момент залежить від розмаху крила $M_{зг.} = f(l)$, у свою чергу $l = \sqrt{\lambda S_{кр.}}$. Забезпечення жорсткості при збільшенні видовження неминуче призводить до росту маси крила.

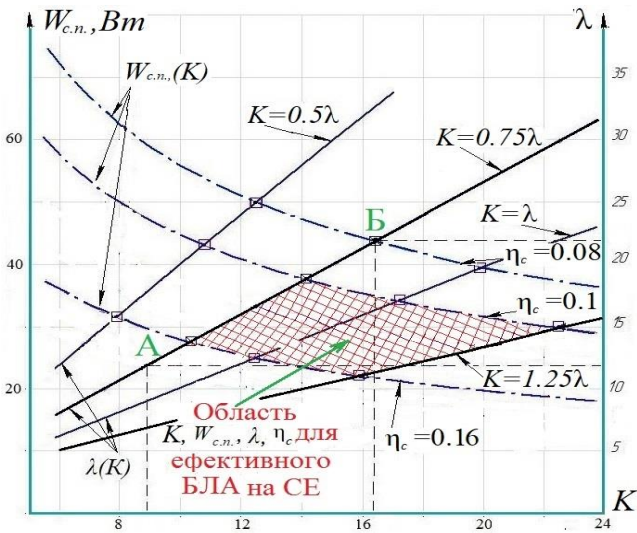


Рис.3. Залежність необхідної потужності та видовження крила від аеродинамічної якості літака

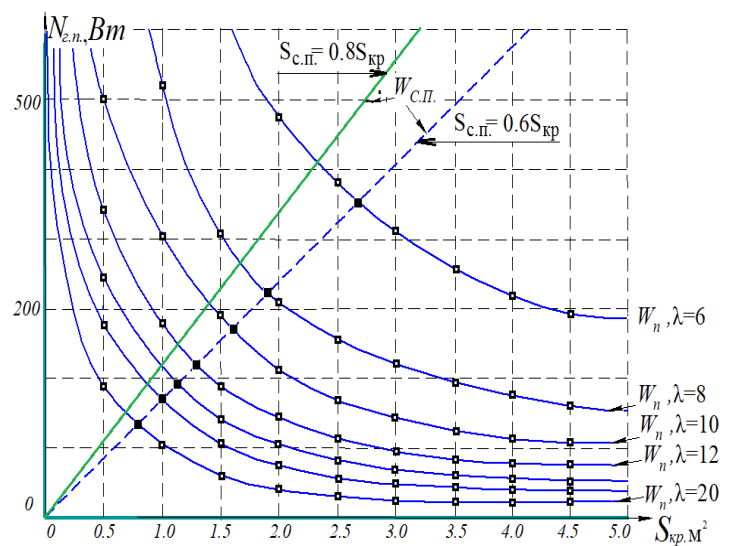


Рис. 4. Залежність необхідної та наявної потужності від площі крила $S_{кр.}$ для різних конфігурацій крила БЛА (різних подовжень λ)

Сонячне випромінювання – його інтенсивність залежить від багатьох факторів, (рис.5) у тому числі від погодних умов та орієнтації ЛА. Для визначення величини інсольованої енергії за період польоту була використана двопараметрична модель

$$E_{н.} = \eta_{осв.} \frac{2P_{випр.макс.} T_{н.}}{\pi} = \eta_{осв.} \int_{t_{зліт}}^{t_{нос.}} P_{випр.}(T) dT \quad (\text{див.рис.5.}), \quad \text{що включає величину}$$

максимального випромінювання $P_{випр.макс.}$ і тривалість польоту $T_{н.}$. Вплив хмарності та орієнтації пропонується врахувати коефіцієнтами, відповідно: $\eta_{осв.} = P_{випр.факт.} / P_{випр.макс.}$, де $P_{випр.факт.}$ – фактичне значення потужності сонячного випромінювання отриманого за допомогою вимірювального приладу, $P_{випр.макс.}$ –

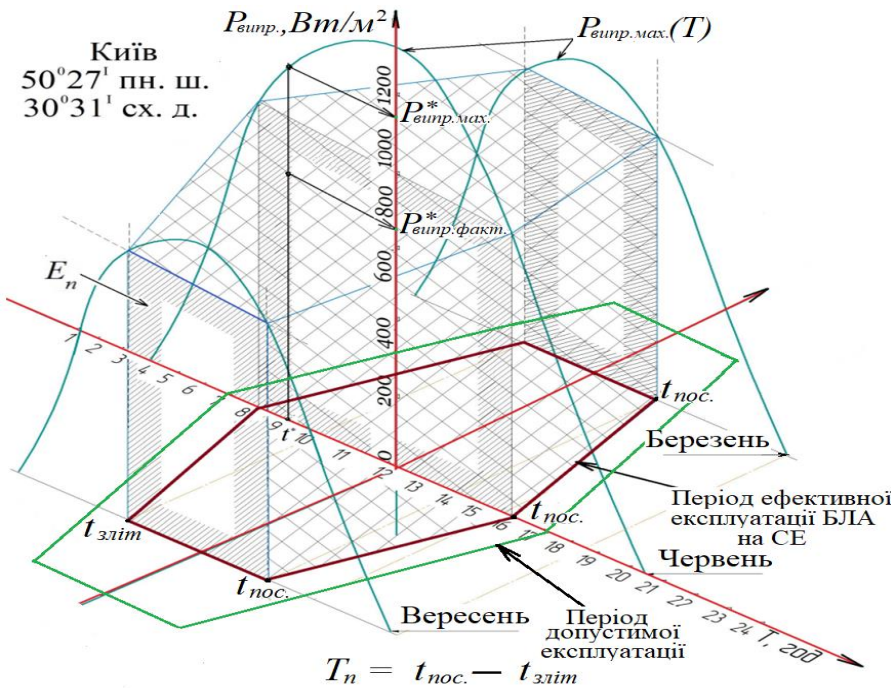


Рис.5. Розподіл сонячного випромінювання за світловий день протягом року для м. Київ

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. Слід зауважити, що обов'язковою умовою забезпечення ефективною роботи сонячних панелей є наявність у 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 $\eta_{m.m.n.}$.

Тоді, електричну енергію отриману протягом польоту можна розрахувати по наступній залежності:

$$E_{n.z.} = \eta_{\text{осв.}} \eta_{\text{с.е.}} \eta_{m.m.n.} \frac{2P_{\text{випр.макс.}} T_n S_{c.n.} k(\varphi')}{\pi} \quad (4)$$

Масові характеристики БЛА на СЕ та його складових. Злітна маса літака $m_0 = m_{\text{пл.}} + m_{\text{const}} + m_{c.n.} + m_{\text{ак}} + m_{c.y.}$ є одним з критеріїв оцінки ступені досконалості ЛА. Для визначення маси планеру БЛА на СЕ обрано наступну залежність: $m_{\text{пл.}} = (A_1/\lambda + A_2)S_{\text{кр}}$, де $A_1 = 0.103 \text{ кг/м}^2$, $A_2 = 1.157 \text{ кг/м}^2$ – проектні коефіцієнти. $m_{\text{const}} = m_{\text{к.н.}} + m_{\text{с.к.}}$, де $m_{\text{к.н.}}$, $m_{\text{с.к.}}$ – відповідно маси корисного навантаження, системи керування (автопілот, прилади навігації, зв'язок, вимірювальні прилади, тощо), що визначаються по ТЗ та паспортним даним.

Під час визначення маси сонячних панелей потрібно перш за все виходити з умови врівноваження сумарної енергії, згенерованої протягом польоту, до сумарної електричної енергії, спожитої на етапі ГП та складової сонячної енергії у забезпеченні живлення на етапах зльоту, посадки, віражах. Рівняння для визначення площі сонячної енергоустановки:

$$S_{c.n.} = 2\pi k' \frac{N_{z.n.} \left[T_{z.n.} + k_{z.n.}(\theta) \frac{T_{z.n.}}{\eta_-} + k_{n.v.}(\gamma) \frac{\sum_{i=1}^n T_{n.v.i}}{\eta_-} + k_1(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{M.1}}{\eta_- \eta_+} + \dots + k_j(\theta, \gamma, \psi) \frac{T_{M.j}}{\eta_- \eta_+} \right]}{k(\varphi') \eta_{\text{осв.}} \eta_{\text{с.е.}} \eta_{m.m.n.} P_{\text{випр.макс.}} T_n} \quad (5)$$

Площа сонячних елементів має бути достатньою для виконання енергобалансу ЛА: $E_z = E_n = k'E_{n.z.} = E_{n.z.} + E_{\text{ак.}}$, де $E_{\text{ак.}}$ енергія зосереджена у акумуляторі; $k' = 0 \dots 1$ – коефіцієнт, що враховує ступінь участі сонячної енергії у забезпеченні живлення літального апарату. Маючи необхідну площу сонячних панелей $S_{c.n.}$ отримуємо кількість сонячних елементів з яких буде змонтовано сонячну панель літака. Крім маси сонячного елемента $\bar{m}_{\text{с.е.}} \approx 250 \text{ гр/м}^2$, враховуємо масу захисного ламінуючого покриття $m_{\text{лам.}} = [1,8 \dots 2,2] m_{\text{с.е.}}$ нанесеного на кожен елемент та масу провідників $m_{\text{пров.}} = [1,1 \dots 1,2] m_{\text{с.е.}}$ використаних для монтажу. У результаті, маємо:

$$m_{c.n.} = \frac{S_{c.n.}}{S_{c.e.}} (m_{\text{с.е.}} + m_{\text{лам.}} + m_{\text{пров.}}) = \frac{S_{c.n.}}{S_{c.e.}} [3,9 \dots 4,4] m_{\text{с.е.}} \quad (6)$$

Фактична проектна маса акумулятора, для БЛА на СЕ, може бути визначена залежністю:

$$m_{\text{ак.}} = \frac{1}{k_{\text{ак.}}} N_{z.n.} \cdot D \quad (7)$$

де $k_{\text{ак.}} = m_{\text{ак.}} / E_{\text{ак.}}$ – узагальнений масово-енергетичний параметр досконалості пристрою, $D = \sum_{i=1}^m [k_i(\theta, \gamma) - k_i(\varphi')] \frac{T_{n.z.n.}}{\eta_+ \eta_-}$ – дефіцит сонячної енергії на режимах відмінних від ГП, де $T_{n.z.n.}$ – час негоризонтального етапу польоту, m – кількість таких етапів.

Загальну масу силової установки можна детально описати наступним чином:

$$m_{c.y.} = N'((k_{зв.} \cdot \eta_{зв.})^{-1} + (k_{ред.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.})^{-1} + (k_{двиг.} \cdot \eta_{двиг.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.})^{-1} + (k_{ек.д.} \cdot \eta_{ек.д.} \cdot \eta_{двиг.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.})^{-1}),$$
 де $k_{зв.}, k_{ред.}, k_{двиг.}, k_{ек.д.}$ [Вт/кг] – узагальнені параметри масової досконалості гвинта, редуктора, електродвигуна, електронного контролера двигуна відповідно, $\eta_{ек.д.} \cdot \eta_{ек.д.} \cdot \eta_{ред.} \cdot \eta_{зв.}$ – ККД відповідних елементів.

В результаті проведених досліджень отримано рівняння (2-7), що визначають енергетичні витрати на виконання польоту, згенеровану енергію на всіх режимах польоту, значення мас складових ЛА та дозволяють встановити числові значення ключових параметрів ($p, m_0, S_{кр}, W_{c.п.}, \lambda, V$). Характер взаємозв'язків між основними параметрами літака на СЕ та області їх існування представлені на рис.6. Оскільки значення основних параметрів можуть міститися у певному діапазоні (рис.6) то для пошуку оптимального, по тривалості польоту, варіанту характеристик БЛА (в т.ч. аеродинамічної схеми) необхідно мати оціночний показник. Виходячи з цього для раціонального вибору параметрів БЛА на СЕ сформовано, за принципом об'єднання основних характеристик, критерій, що дозволяє у достатньому наближенні аналізувати існуючі та проектні варіанти літальних апаратів даного типу, обирати найбільш вдалі та визначати напрямки вдосконалення (рис.7).

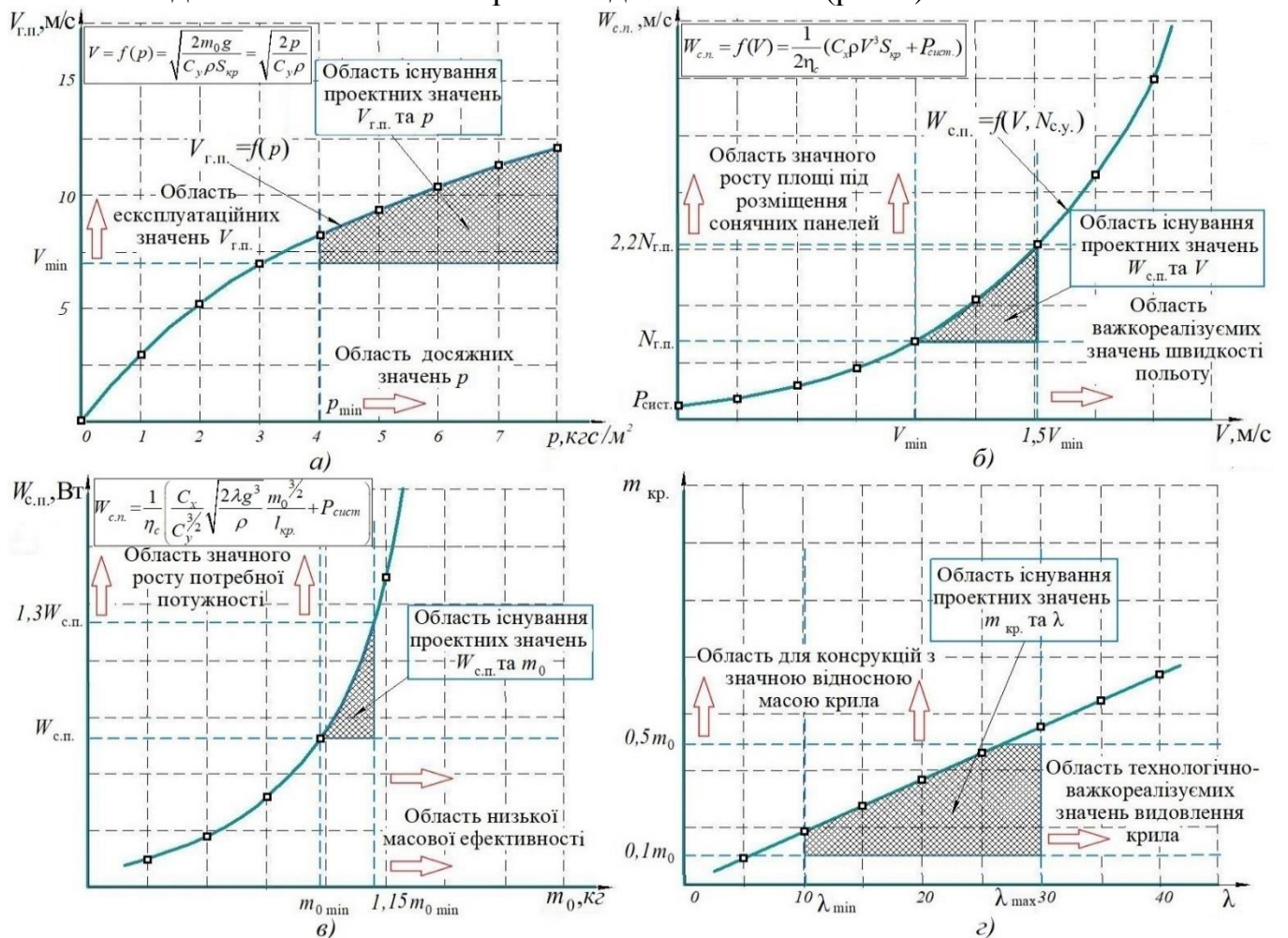


Рис.6. Залежності між основними параметрами БЛА на СЕ:

- а)- залежність швидкості при 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

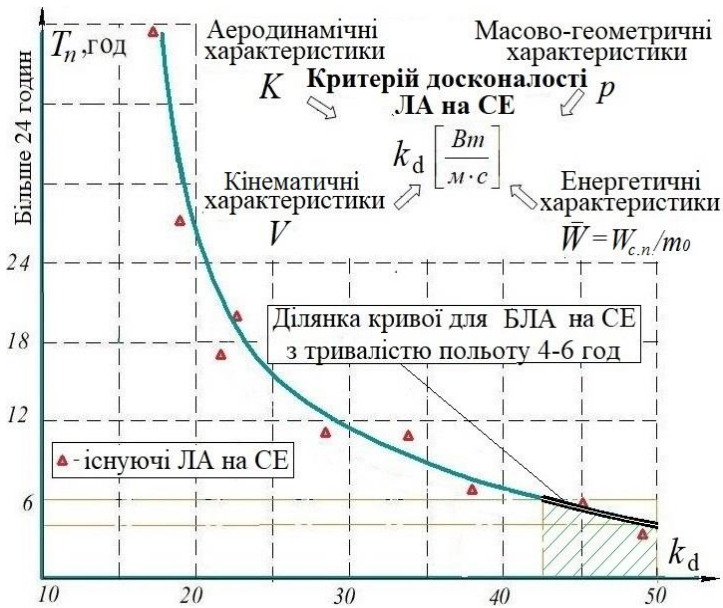


Рис.7. Залежність часу польоту від критерію досконалості БЛА на СЕ

залежність тривалості польоту T_n від k_d . $\rightarrow T_n = 174,57e^{-0,08k_d}$. (рис.7).

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 $k_d \rightarrow \min$.

Третій розділ присвячений експериментальним випробуванням, у том числі льотним по верифікації результатів дослідження.

Експериментальні зразки. Для проведення льотних і наземних випробувань

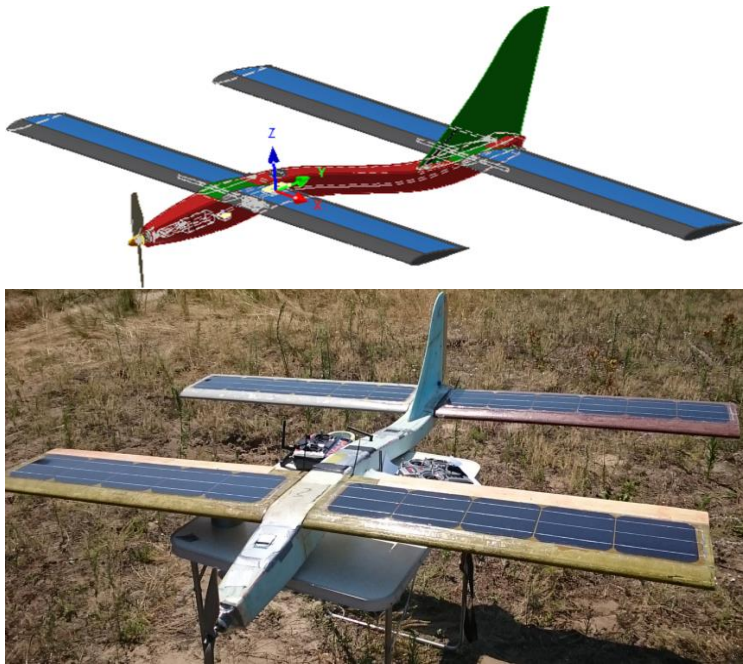


Рис.8. Експериментальний БЛА на СЕ

було спроектовано та виготовлено 3 зразки БЛА на СЕ. Найбільш досконалий варіант наведено на рис.8: $m_0 = [4,2..4,8]$ кг, $W_{c.n.} \approx 100$ Вт, $l=2,1$ м, $K \approx 13$, СЕ – монокристалічні елементи розміром 156x156мм

Під час створення ефективного БЛА на СЕ намагаються знизити енергетичні потреби та підвищити аеродинамічні показники. Виходячи з наведених тверджень пропонується представити критерій досконалості БЛА на СЕ у наступному виді:

$$k_d(K, p, V, \bar{W}) = \frac{V \cdot p \cdot \bar{W}}{K} = \frac{V \cdot W_{c.n.}}{K \cdot S_{кр}} \left[\frac{Bm}{M \cdot c} \right].$$

По результатам обробки статистичної інформації та на основі аналізу характеристик існуючих ЛА на СЕ отримано діапазон значення k_d $\in [12;50]$. При інтерполяції статистичних даних сформовано

у якості СЕ використовувались промислові кремнієві елементи розміром 125x125, 156x156мм, як

монокристалічні, так і полікристалічні з ефективністю $\eta_{c.e.} = 19-21\%$. При цьому частка покриття сонячними панелями поверхні крила становила близько 60 % – не

були покриті носова частина крила та елевони. Якщо розміщення СЕ на елевонах (шириною до 40мм) не є проблематичним, то покриття носової частини крила реалізувалось додаванням до основного елемента вузьких СЕ шириною 10, 15, 20, 40мм. Ступінь покриття збільшилась на 20%, проте огранка контуру профіля крила, знизилась аеродинамічна якість ЛА на 25%.

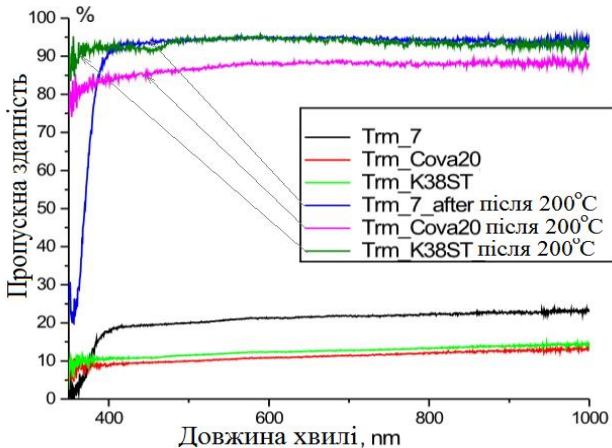


Рис.9. Спектральна залежність оптичного пропускання зразків клею № 7, Eva Cova20 та Eva K38ST-N до та після нагрівання (200 °С)

нагрівання до температури 200 С (рис.9). Встановлено доцільність використання клею Eva K38ST-N. У результаті підібрано оптимальний пакет під ламінування СЕ (полікарбонат - ЕВА - СЕ - ЕВА - полікарбонат). Маса одного пакету була знижена з 60 до 23гр.

У межах процесу створення ефективного експериментального зразка досліджено збірну та монолітну конструктивно-силові схеми (КСС) крила. Монолітне крило виявилось найкраще пристосованим до жорстких умов експлуатації, тому було обрано за основу при побудові льотного зразка №3 (рис.8).

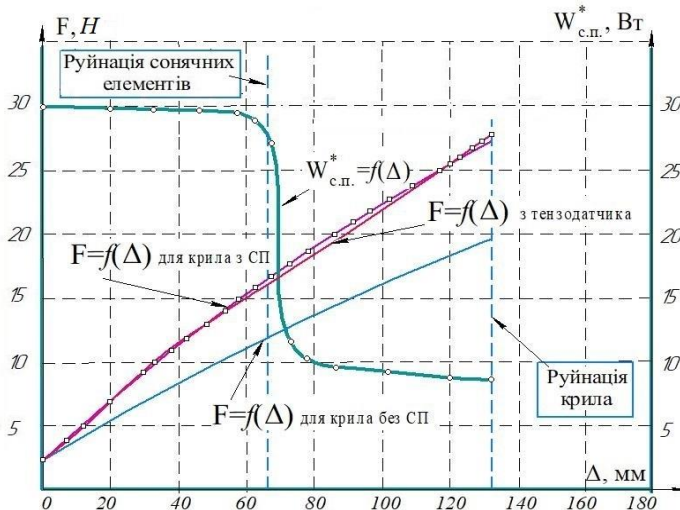


Рис.10. Залежність навантаження діючого на консоль крила та потужності СЕ розміщених на ньому від величини переміщення кінця консолі

Крім того, проведено натурний експеримент по руйнуванні консолі такого крила з розміщеними СЕ та без них, що дозволило встановити ступінь залучення сонячних панелей у процес сприйняття навантаження – до 28%.

В результаті отримано (див.рис.10) залежності сили F діючої на крило та потужності сонячної панелі (СП) консолі крила $W_{с.п.}^*$ від переміщення кінця консолі крила Δ . 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 $\Delta = 0,174l^*$, $\varphi(l^*) = 14^\circ 26'$ ($R^* = 4.76\text{м}$).

Методика льотного експерименту. Для проведення льотного експерименту необхідно отримати вхідну інформацію для налаштування автопілоту зразка БЛА (див.рис.8) та забезпечити виконання польоту в автоматичному режимі. Далі: -при

реалізації кожного етапу польоту визначити фактичні енергетичні показники (струм споживання, напруга у системі) й порівняти їх з розрахунковими значеннями; - дослідити вплив умов польоту та посадки на величину перевантажень, що діють на БЛА в приземній атмосфері.

Зліт. Етап характеризується кутом нахилу траєкторії Θ , швидкістю необхідною для набору висоти $V_{\text{наб.}}$, вертикальною швидкістю $V_y = V_{\text{наб.}} \sin \Theta$, потужністю силової установки $N_{\text{наб.}}$ (рис.11) і аеродинамічними характеристиками.

Швидкість $V_{\text{наб.}}$ і потрібна потужність набору $N_{\text{наб.}}$ можуть бути визначені за такими залежностями: $V_{\text{наб.}} = \sqrt{\frac{2G \cos \Theta}{\rho S_{\text{кр}} C_y}}$, $N_{\text{наб.}} = X_a V_{\text{наб.}} + G V_{\text{наб.}} \sin \Theta$, де ρ – густина

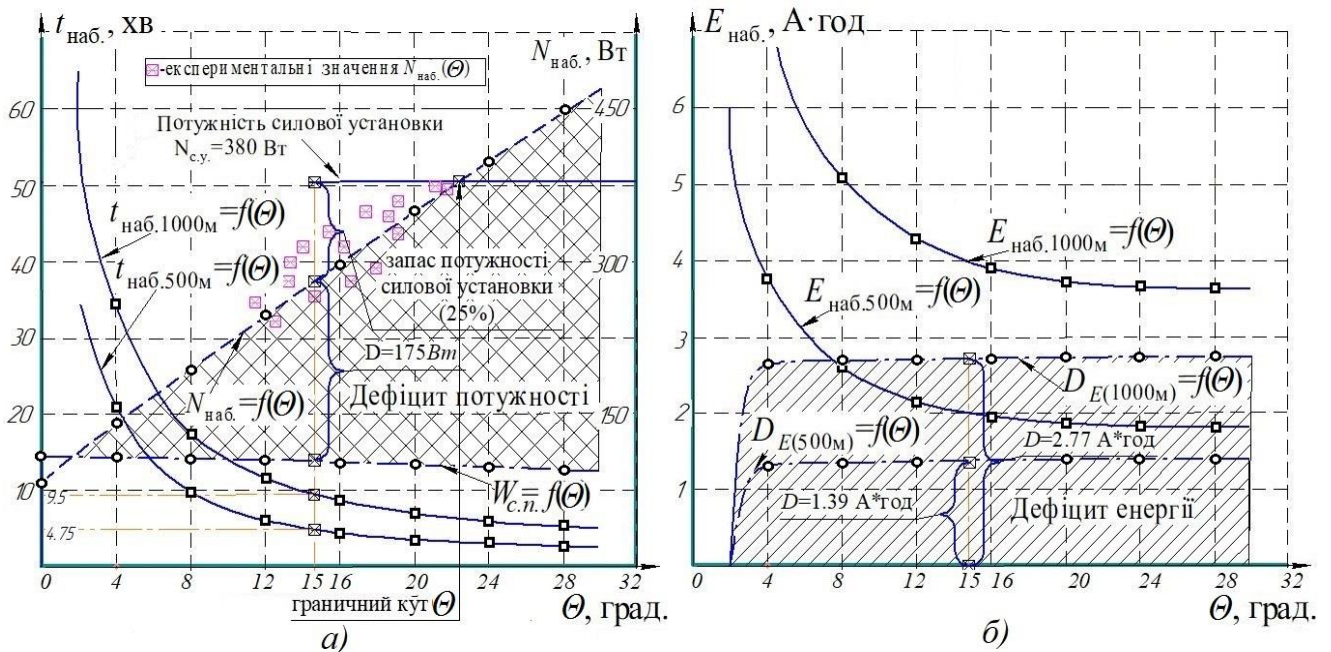


Рис.11. Характеристики зразка БЛА на СЕ на етапі зльоту у разі зміни кута Θ :

- а)- залежність часу набору висоти та необхідної потужності від кута нахилу траєкторії;
 б)- залежність енерговитрат та дефіциту енергії від кута нахилу траєкторії

повітря, C_y – коефіцієнт підйомної сили, X_a – сила опору, діюча на ЛА. При заданій висоті набору H енергозатрати $E_{\text{взл.}}$ і час набору $t_{\text{наб.}}$ відповідно рівні:

$$E_{\text{взл.}} = N_{\text{наб.}} t_{\text{наб.}} = H \left(\frac{X_a}{\sin \Theta} + G \right), \quad t_{\text{наб.}} = \frac{H}{V_{\text{наб.}} \sin \Theta} = \int_0^H \frac{dH}{V_{\text{наб.}} \sin \Theta}$$

$W = f(\Theta)$ і значення кута нахилу траєкторії Θ визначається значення необхідної потужності $N_{\text{наб.}}$, потужності енергоустановки W і фактичний дефіцит потужності D_N / Використовуючи криві $E_{\text{наб.}} = f(\Theta)$ і $D_E = f(\Theta)$ визначається величина дефіциту енергії D_E яка накопиться за час досягнення певної висоти. Внаслідок аналізу енергетичних показників (рис.11), для виконання етапу зльоту і набору робочої висоти, доцільно мати додаткове джерело живлення (акумулятор) з метою компенсації дефіциту потужності, аніж компенсувати цей дефіцит збільшенням площі СЕ. Потребна потужність для зльоту в разі перевищує потужність необхідну для ГП, відповідно потужності сонячної енергоустановки, що проектується під виконання ГП, недостатньо.

Маневр. Аналогічно отримані залежності для визначення основних параметрів $(W, N_{п.в.})$ енергетичного балансу БЛА на СЕ від параметрів віражу (γ, r_b, t_b, V_b) (рис.12.). Як слідує, для виконання правильного віражу необхідно затратити певну потужність $N_{п.в.}$, а при 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

$$\text{рівнянь: } N_{п.в.} = P_{п.в.} V_b = c_x S_{кр} \rho \frac{V_b^3}{2}; W_b = N_{п.в.} \cdot t_b = 2\varphi \rho g S_{кр} m_0^2 \frac{1}{K C_y \sin \gamma}; r_b = \frac{m_0 V_b^2}{Y \sin \gamma}; t_b = \frac{\varphi r_b}{V_b}; V_b = \sqrt{\frac{2G}{\rho S_{кр} C_y \cos \gamma}}$$

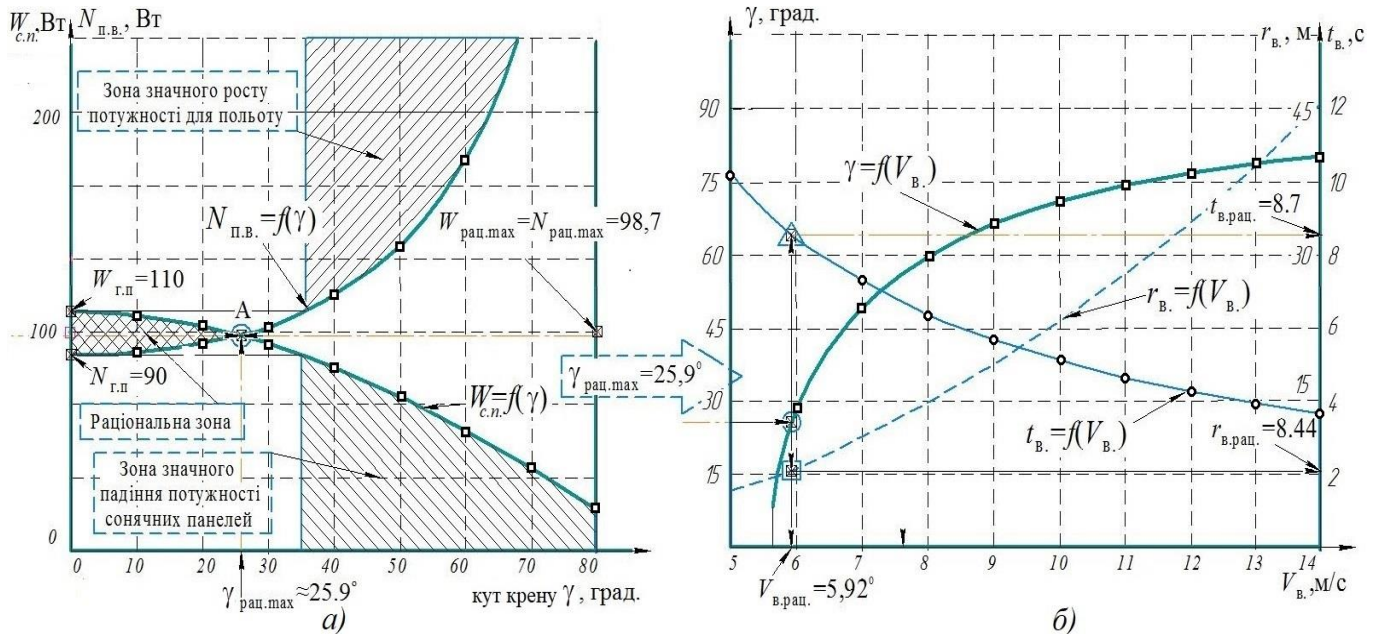


Рис.12. Зміна енергетичних і кінематичних параметрів льотного БЛА на СЕ під час виконання правильного віражу: а)- залежність потужності необхідної для виконання віражу та потужності СП від кута крену; б)- залежність кута крену та радіусу віражу від швидкості його виконання

Горизонтальний політ є найбільш прогнозованим етапом і докладно особливості енергозабезпечення ЛА на СЕ описані у 2 розділі. Можливий профіцит згенерованої енергії при ГП можна накопичувати у акумуляторі, або перетворювати її у потенціальну енергію тіла шляхом поступового набору висоти.

Режим зниження експериментального зразка в основному реалізувався у режимі парашутування, тому додаткових енерговитрат на його виконання не потребувалось.

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 у алгоритм керування автопілотом АРМ 2.6, з цілю реалізації автоматичного польоту по маршруту.

Результати польотів. Випробування зразків БЛА на СЕ відбувалися у 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. Бортова апаратура фіксувала параметри системи: орієнтацію ЛА, споживання двигуна, висоту польоту та інше. Одночасно проводилась аерофотозйомка та передача даних на землю у режимі реального часу. Основні результати представлені на рис.13 та 14.

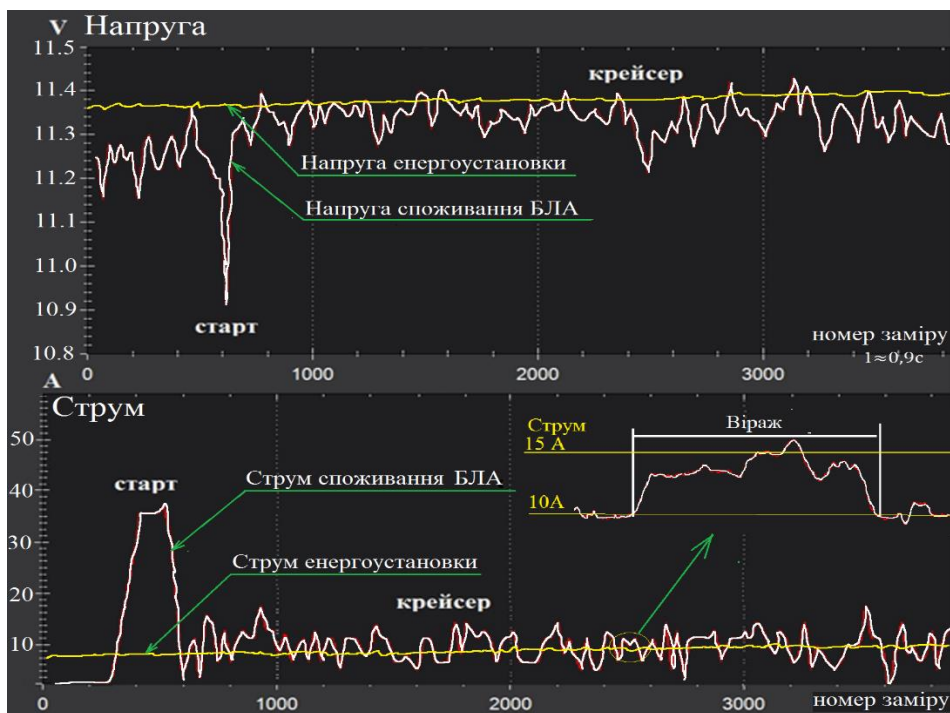


Рис.13. Зміна параметрів енергоустановки та системи живлення за час польоту
Дослідження енергетичних показників. Під час виконання етапу зльоту та



Рис.14. Енергетичні параметри БЛА на СЕ при ГП

набору висоти (до 500м) потрібна потужність становила до $N=UI=10,9 \cdot 35,3=385\text{Вт}$ (потужність двигуна 380Вт), у разі виконання маневру – до 176Вт (див.рис.13). Потужність СЕ при виконанні ГП коливалась у діапазоні 97-103 Вт, а споживання БЛА при цьому становило 82-116 Вт (див.рис.14) (розрахункове значення у обох випадках $N_{з.п.}^p = 100\text{Вт}$).

Таким чином, розрахункові характеристики СЕ підтвердились експериментальними показниками: фактичної потужності СЕ достатньо для виконання ГП; виконання зльоту та маневрів проходить із додатковим використанням енергії бортового акумулятора (до 75%).

Дослідження тривалості польоту. 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.14.). Годинна витрата енергії акумулятора початковою 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), що підтверджує достатність енергії акумулятора для виконання польоту тривалістю 4,3-6,7 годин.

Виходячи з результатів експерименту рівняння (2), яке дозволяє планувати енергозатрати на виконання польоту для конкретного варіанту БЛА на СЕ (див.рис.8) приймає вид:

$$E_3 = N_{z.n.}^P \cdot \left(T_{z.n.} + 2.85 \frac{T_6}{0,98} + 1.76 \frac{\sum_{i=1}^n T_{n.6.i}}{0,98} \right).$$

Наряду з цим, у процесі виконання експериментів, встановлено, що при плануванні 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 у I-му наближенні). У такому випадку слід виконати заходи по зменшенню маси акумулятора (дефіциту енергії) шляхом підвищення аеродинамічної якості, зменшення енергоспоживання, спрощення траєкторії та інше.

Рух у приземній атмосфері. Досліджено вплив умов польоту та посадки на величину перевантажень, що діють на літальний апарат у приземній атмосфері (рис.15, 16). Дані представлені на рис.16 отримані шляхом розшифрування log-файлів автопілоту АРМ 2.6.

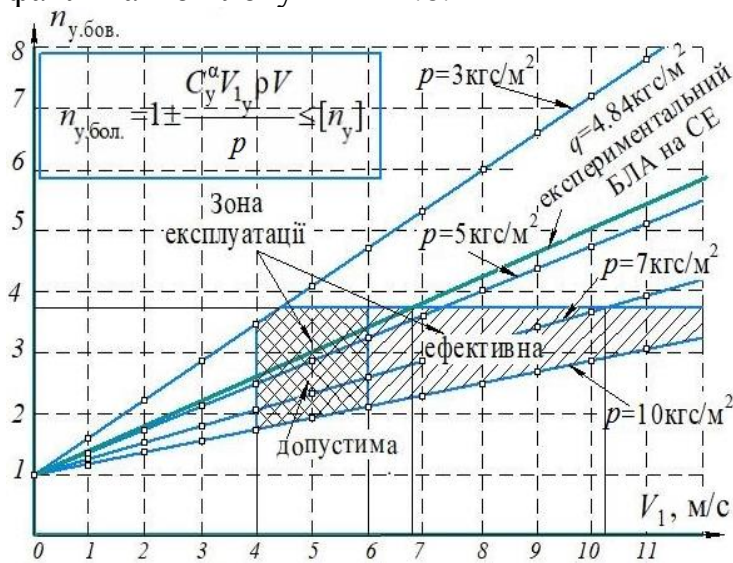


Рис. 15. Залежність перевантаження діючого на БЛА від величини пориву вітру

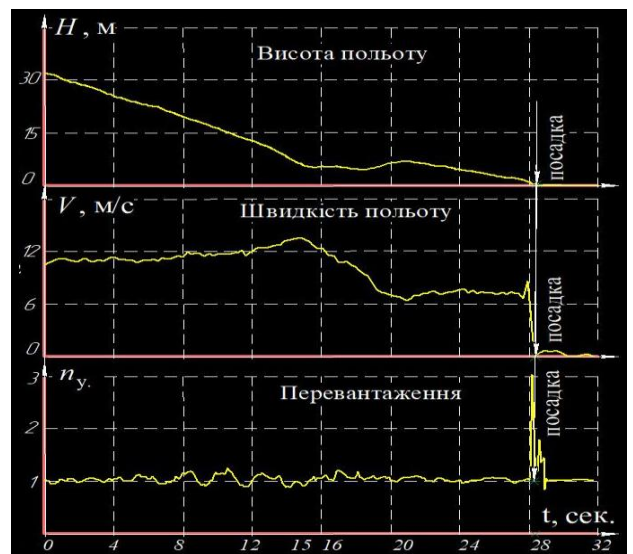


Рис. 16. Залежності висоти польоту, швидкості, перевантажень від часу на етапі зниження, посадки

Як видно з рис 15. при значному подовженні і малому навантаженні на крило ($p=5-7\text{кгс/м}^2$) при вертикальних поривах швидкістю $V_1=7-10\text{м/с}$, виникає вертикальне перевантаження $n_{y.б.о.л.}=3-4\text{од.}$, При посадці на фюзеляж (див.рис.16) перевантаження діючі на БЛА були такого ж порядку. Дана особливість вносить суттєві обмеження на можливість експлуатації БЛА на СЕ при польотах у приземній атмосфері.

В четвертому розділі 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.

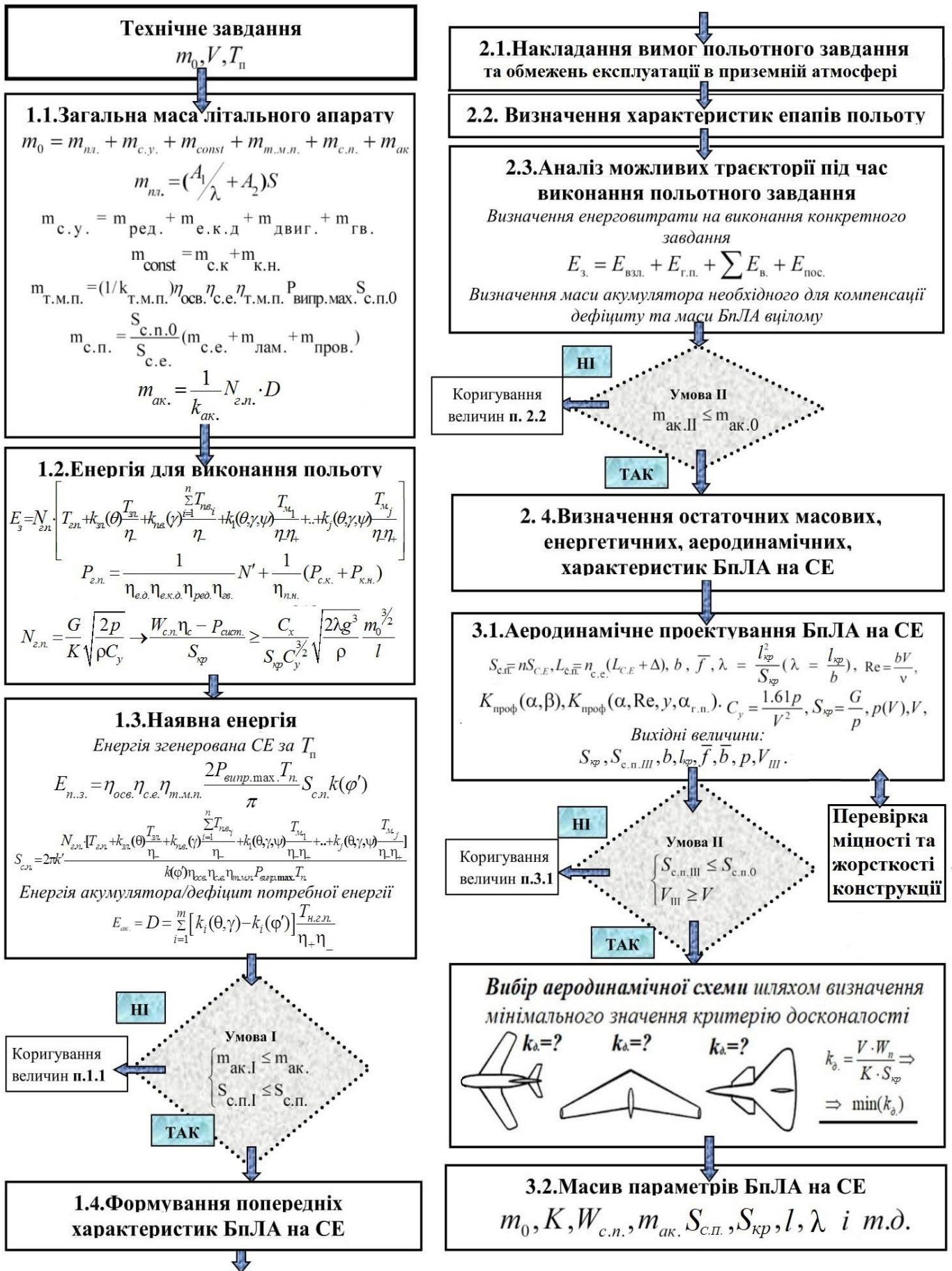


Рис.17. Алгоритм визначення параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії з забезпеченням тривалого польоту з а умов турбулентної приземної атмосфери

Алгоритм методики у спрощеному виді зображено на рис.17 та апробована на прикладі проекту БЛА на СЕ рис18.

В результаті розрахунків отримано значення параметрів БЛА на СЕ для вирішення задачі тривалого польоту в жорстких умовах експлуатації (див. рис.18.), з покращеними на 15-20% експлуатаційними характеристиками у порівнянні з дослідними зразками. Запропонована схема ЛА на СЕ дозволяє отримати

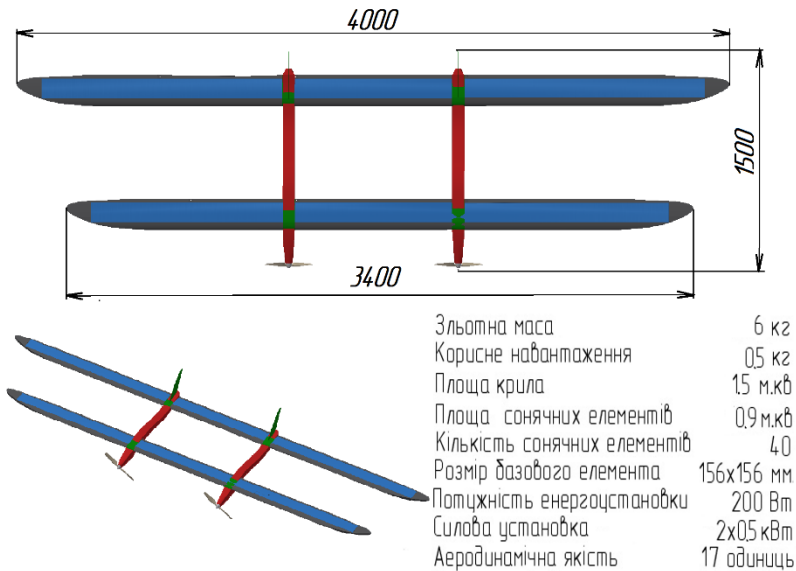


Рис.18. Проект БЛА на СЕ для вирішення задачі тривалого польоту в жорстких умовах експлуатації

малогабаритну конструкцію з високою масовою ефективністю (коефіцієнт масової віддачі до 0,2), низькими аеродинамічними втратами (сила опору у межах 4-5Н) та достатньою площею крил для розміщення сонячних елементів, енергія яких буде забезпечувати тривалий політ у межах 4-6 годин. Наряду з цим КСС у виді просторової ферми задовольняє умовам достатньої міцності та жорсткості. За умови модернізації системи керування та зв'язку, БЛА на СЕ

(рис.18) гарантовано зможе виконувати на території України польоти тривалістю до 6 годин.

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 сформуванню 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.

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 (у т.ч. аеродинамічної схеми). Встановлено, що його значення обернено-пропорційне тривалості польоту та знаходиться у 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 у 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 за умов приземної атмосфери.

5. 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.

6. 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.

7. Результати дисертаційної роботи використані під час створення безпілотних літальних апаратів у ТОВ «РУДЬ АЕРО МРО» (акт впровадження від 28.03.2019), ТОВ «ЮКРЕЙНІЕН ДЕФЕНС КОРПОРЕЙШН» (акт впровадження від 16.04.2019) та інтегровані у навчальний процес кафедри авіа- та ракетобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського (акт впровадження від 20.06.2019).

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Фахові публікації:

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.*

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 wiropłatowe 2015, Instytut Lotnictwa, Aerospace system department, 2015, Warszawa. P. 14.*

12. *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

13. Я. С. Козей, В. В. Сухов. Перспективи використання безпілотних літальних апаратів на сонячній енергії в Україні. Сучасний стан та напрямок 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.

14. 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.

15. 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.

16. 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.

17. 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.

АНОТАЦІЯ

Козей Я.С. «Метод вибору масово-енергетичних та геометричних параметрів безпілотного літального апарату на сонячній енергії» - Рукопис. Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів». – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. І. Сікорського». – Київ, 2019.

Робота присвячена розробці методу вибору масово-енергетичних та геометричних параметрів літака на сонячній енергії з забезпеченням тривалого польоту в умовах приземної атмосфери. Розроблено загальний аналітично-експериментальний метод визначення масово-енергетичних та геометричних параметрів літака на СЕ, що дозволяє сформулювати масив основних параметрів – 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. Розроблено 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. Запропонована, методика визначення раціональних проектних параметрів БЛА на СЕ що основана на рішенні сукупності рівнянь описуючих умови існування ЛА. Новими є результати щодо впливу типових траєкторій та етапів польоту безпілотного літального апарату на умови забезпечення енергетичного та масового балансу літака.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат на сонячній енергії, масово-енергетичні та геометричні параметри, метод вибору параметрів літального апарату.

АННОТАЦІЯ

Козей Я. С. «Метод выбора массово-энергетических и геометрических параметров беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии» - Рукопись. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 «Проектирование, производство и испытания летательных аппаратов». - Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского». - Киев, 2019.

Работа посвящена разработке метода выбора массово-энергетических и геометрических параметров беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии с обеспечением длительного полета в условиях приземной атмосферы.

Проблема определения рациональных проектных параметров беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии является основной при создании эффективного летательного аппарата. Вследствие малой эффективности солнечных панелей вопросы многокритериальной оптимизации геометрических, аэродинамических, массовых характеристик аппарата является определяющим.

Отсутствие комплексного подхода к определению рациональных массово-энергетических параметров беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии побудило автора к написанию данной работы. Автором этой работы сделана попытка проанализировать и обобщить накопленный опыт по созданию летательных аппаратов на солнечной энергии, разработать и апробировать комплексную методику определения массово-энергетических параметров летательного аппарата данного типа.

Создание ЛА на СЭ это итерационный процесс формирования параметров самолета, эффективность которого зависит от решения следующих задач: выполнение условий реализации и эксплуатации самолета на СЭ (условия энергетического баланса); эффективного использования солнечного излучения, удовлетворение эксплуатационных требований, выполнение условий прочности и жесткости конструкции.

Разработана расчетная модель массово-энергетического баланса самолета на основе типовых режимов полета и законов генерации энергии солнца. Данная модель объединяет в себе технологические, эксплуатационные, проектные параметры и является основой для формирования алгоритма выбора параметров самолета на солнечной энергии. Усовершенствованы математические модели работы БЛА на солнечной энергии при реализации типовых маршрутов полета, в которых учитываются: массовые, аэродинамические, энергетические характеристики; траекторные, атмосферные, эксплуатационные условия. Предложена дискретная модель формирования траектории маршрута. Разработан обобщенный алгоритм определения условий реализации длительного полета БЛА на СЭ.

Усовершенствована математическая модель солнечной энергоустановки при изменении степени освещения температуры и пространственной ориентации ЛА. Получен алгоритм расчета рабочих характеристик солнечной энергоустановки самолета, учитывающий: метеорологические условия; ориентацию энергоустановки в пространстве; конструктивные факторы и геометрические параметры.

Сформирован критерий для рационального выбора параметров беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии, что позволяет в достаточном приближении анализировать существующие и проектные варианты летательных аппаратов данного типа, выбирать наиболее удачные и определять направления совершенствования.

Создано несколько опытных образцов и проведен комплекс летных, наземных испытаний БЛА на СЭ, в том числе, его отдельных частей. Подтверждена возможность реализации ЛА на СЭ для позаэродромной эксплуатации с продолжительностью полета 4-6год.

Проведена экспериментальная проверка компоновочных вариантов конструкции крыла; создано несколько прототипов самолета на солнечной энергии, с помощью которых проведен ряд экспериментов, в том числе летных.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат на солнечной энергии, массово-энергетические и геометрические параметрами, метод выборы параметров летательного аппарата.

SUMMARY

Kozei Y. S. "Method of choosing mass-energy and geometric parameters of an unmanned aerial vehicle based on solar energy" - Manuscript. Thesis for a Candidate Degree in Engineering by specialty 05.07.02 "Designing, Production and Testing of Aircraft". - National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute". - Kyiv, 2019.

The work is devoted to the development of a method for selecting the parameters of an unmanned aerial vehicle on solar energy with a view to ensuring a long flight in conditions of restless ground atmospheres. The design model of the mass-energy balance

of the aircraft is developed, taking into account the peculiarities of the implementation of the typical flight regimes and the laws of generating solar energy. An advanced mathematical model for determining the rational parameters of an unmanned aerial vehicle on solar energy with the provision of a long flight in conditions of restless ground atmospheres. The mathematical model of the solar power installation was developed for the first time, taking into account the meteorological conditions, the orientation of the power plant in space; constructive factors and geometric parameters, and allows to determine the operational characteristics of a solar power plant of an unmanned aerial vehicle. The proposed method for determining the rational design parameters of the UAV on solar energy is based on the solution of the set of equations describing conditions of existence of the aircraft. New ones are the results of the influence of typical trajectories and flight stages of an unmanned aerial vehicle on the conditions for ensuring the energy and mass balance of the aircraft.

Key words: solar-powered unmanned aerial vehicle, mass-energy and geometric parameters, method of choosing the parameters of an aircraft.