

УДК 629.7.

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771472024307697>Р. Л. Адлер<sup>1</sup>, магістр, П. В. Лук'янов<sup>2</sup>, к.ф.-м.н., с.н.с.

## ПЕРСПЕКТИВА ЗАСТОСУВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК ГІБРИДНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК У ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТАХ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЕТУ ТА ПРИЗЕМЛЕННЯ

### Частина 2. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ГІБРИДНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

**Ua** Робота присвячена розробці методу розрахунку гібридної силової установки паралельної конфігурації для безпілотного літального апарата з системою вертикального злету та приземлення. Даний метод дозволяє розрахувати основні параметри гібридної установки: розрахунок необхідної електричної потужності та ємності акумуляторної батареї, енергії та часу заряджання для підтримання певного ступеня заряду; визначення масових характеристик електричних батарей, а також витрати пального для виконання польотної місії та додаткової роботи генератора.

**En** The work is devoted to development of a method for calculating a hybrid power parallel configuration for an unmanned aerial vehicle with a vertical take-off and landing system. This method makes it possible to calculate the main parameters of the hybrid system: calculation of the required electrical power and battery capacity, energy and required charging time to maintain a certain degree of charge; determination of the mass characteristics of electric batteries, as well as fuel consumption for the flight mission and additional generator operation.

#### Вступ

За результатами проведеного аналізу існуючих досліджень, виконаного у частині 1 даної роботи, виявлено, що використання електричних двигунів у безпілотних літальних апаратах, зокрема в системах вертикального злету та приземлення, стає все більш актуальним [1], [2]. Електродвигуни (зокрема *BLDC*) демонструють значні переваги у порівнянні з двигунами внутрішнього згоряння, забезпечуючи високий коефіцієнт корисної дії, питому потужність, знижений рівень шуму та теплового сліду, а також відсутність шкідливих викидів та забруднень [3]. Крім того, такі літальні апарати можуть бути використані у міських перевезеннях, що підкреслює їхню багатofункціональність та потенціал в розвитку транспортної інфраструктури [4]. Наслідком обмежень, пов'язаних із вагою та питомою ємністю акумуляторів, виявилось, що у переважній більшості випадків авіацій-

<sup>1</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

не пальне залишається більш ефективним джерелом енергії для досягнення високих значень тривалості та дальності польоту. Однак вирішення цієї проблеми полягає в застосуванні гібридних силових установок [5], що комбінують високоенергетичне пальне для тривалого магістрального польоту та генерований електричний струм для короткотривалого вертикального злету та приземлення, або переходу в режим польоту із вимкненим ДВЗ для зменшення теплового та акустичного сліду. Це може суттєво підвищити ефективність та сфери застосувань безпілотних літальних апаратів.

### Постановка задачі

Метою даної роботи є побудова методу розрахунку гібридної силової установки паралельної конфігурації для безпілотного літального апарата з системою вертикального злету та приземлення, де електрична енергія використовується не тільки для вертикального злету, але й надає можливість горизонтального польоту із вимкненим двигуном внутрішнього згоряння та переходу на електродвигун для зменшення теплового та акустичного сліду.

### Визначення необхідної потужності під час вертикального зльоту

Визначимо основні параметри потужності для літального апарату з системою вертикального зльоту та приземлення (ВЗП), що має максимальну злітну масу 100 кг. Даний літальний апарат має наступні умови польоту:

- Вертикальний зліт на висоту 200 м.
- Перехід на головний повітряний гвинт для набору висоти після вертикального злету, набір висоти до 2000 м.
- Крейсерський політ – політ до місця призначення (спостереження) зі швидкістю 120 км/год.
- Спостережувальний політ – спостереження певної зони, можливе вимкнення двигуна внутрішнього згоряння та перехід на електричний двигун для зменшення теплового та акустичного сліду.

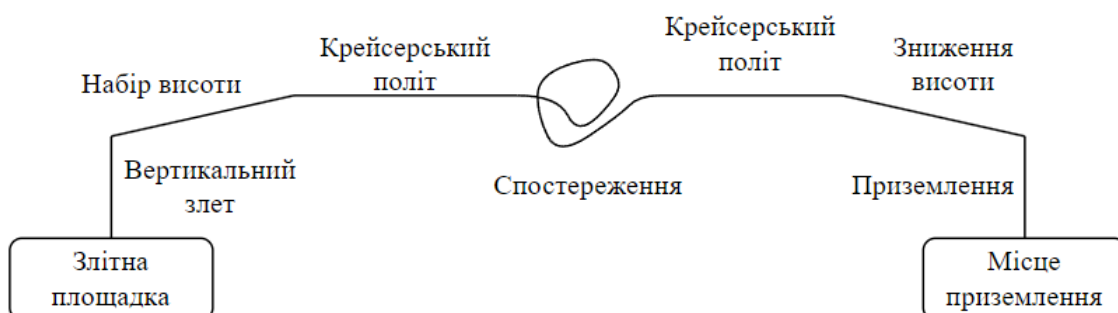


Рис. 1. Схема польотної місії

– Зворотній крейсерський політ – політ до місця дислокації, або іншого місця кінцевого приземлення. Зниження висоти перед приземленням. Приземлення за допомогою системи ВЗП.

Потужність  $P_{TO}$ , яка необхідна для виконання вертикального злету у разі мультироторного режиму можна визначити за наступною формулою [6]:

$$P_{TO} = \frac{T_{TO} V_{TO}}{2} \left[ \sqrt{1 + \frac{2T_{TO}}{\rho V_{TO}^2 A_{prop}}} \right], \quad (1)$$

де  $T_{TO}$  – злітна тяга;  $V_{TO}$  – злітна швидкість;  $A_{TO}$  – площа пропелерів, які використовуються для вертикального злету;  $\rho$  – густина повітря;

$$T_{TO} = K_T W_{TO}, \quad (2)$$

де  $K_T$  – коефіцієнт, який визначає відношення злітної тяги то МЗМ;

$W_{TO}$  – маса літака на момент злету.

Згідно рекомендацій [7], коефіцієнт  $K_T$  повинен складати 1,15, або більше для забезпечення надійності за неідеальних умов та стійкості під час переходу і на крейсерський політ. Згідно даних рекомендацій, визначимо  $K_T = 1,2$ , тоді:

$$T_{TO} = 1,2 \cdot 1000 \text{ Н} \approx 1200 \text{ Н}; \quad (3)$$

Слід зауважити, що у разі збільшення швидкості вертикального злету, квадратично збільшується аеродинамічний опір. Це призведе, у свою чергу, до необхідності збільшення  $K_T$ , та необхідної потужності для вертикального злету, що потягне за собою збільшення загальної маси системи та більш потужних та вартісних елементів живлення та керування. Саме за цієї причини, швидкість вертикального злету потрібно вибирати раціонально, забезпечуючи мінімальний опір конструкції та оптимальний час злету для переходу на крейсерський режим. Задамо швидкість вертикального злету  $V_{TO} = 5$  м/с, у такому разі час підйому на висоту 200 м становить 40 с.

У нашому випадку для вертикального злету використовуються чотири пропелера, діаметр одного пропелера складає  $D_{prop}^{vert} = 1016$  мм.

Розрахуємо необхідну потужність вертикального злету:

$$P_{TO} = \frac{1200 \text{ Н} \cdot 5 \frac{\text{М}}{\text{с}}}{2} \left[ \sqrt{1 + \frac{2 \cdot 1200 \text{ Н}}{1,293 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} \cdot \left(5 \frac{\text{М}}{\text{с}}\right)^2 \cdot 1,016 \text{ м}^2 \cdot 4}} \right] = 14664,7 \text{ Вт}; \quad (4)$$

## Визначення необхідної потужності при наборі висоти

Етап набору висоти включає у себе перехід із електричних моторів, які використовуються для вертикального злету, на головний повітряний гвинт для горизонтального польоту, який працює від ДВЗ та згоряння пального. У даному випадку потужність залежить від кута набору висоти, швидкості, аеродинамічного опору та визначається за формулою [8]:

$$P_{climb} = [W \sin(\varphi) + C_D q_{climb} S_{wing}] V_{climb}, \quad (5)$$

де  $W$  – вага літака;  $\varphi$  – кут підйому;  $C_D$  – коефіцієнт лобового опору;

$q$  – динамічний тиск;  $S_{wing}$  – площа крила;

$V_{climb}$  – швидкість польоту при наборі висоти, яка визначається за формулою [9]:

$$V_{climb} = 1,2 \sqrt{\frac{2W}{S_{wing} \rho C_{L,max}}}, \quad (6)$$

де  $C_{L,max}$  – максимальний коефіцієнт підйомної сили літака, який згідно [10] становить близько 90 % від максимальної підйомної сили профілю крила, якщо відносне подовження крила становить 5, або більше;

$$V_{climb} = 1,2 \sqrt{\frac{2 \cdot 1000 H}{5 \text{ м}^2 \cdot 1,2931,293 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} \cdot 1,305}} = 18,5 \frac{\text{М}}{\text{с}} = 66,6 \frac{\text{КМ}}{\text{ГОД}}. \quad (7)$$

Визначимо швидкість зміни висоти:

$$V_{alt} = V_{climb} \cdot \sin(\varphi) = 18,5 \cdot \sin(10^\circ) = 3,2 \frac{\text{М}}{\text{с}} = 11,5 \frac{\text{КМ}}{\text{ГОД}}; \quad (8)$$

Розрахуємо час підйому  $t_{climb}$ :

$$t_{climb} = \frac{h_{climb} - h_{climb}^{initial}}{V_{alt}}, \quad (9)$$

де  $h_{climb}$  – висота підйому;

$h_{climb}^{initial}$  – початкова висота, за якої розпочинається підйом.

$$t_{climb} = \frac{2000 \text{ м} - 200 \text{ м}}{3,2 \frac{\text{М}}{\text{с}}} = 563 \text{ с} = 9 \text{ хв } 23 \text{ с} = 0,1564 \text{ год}; \quad (10)$$

Визначимо динамічний тиск за швидкості набору висоти:

$$q_{climb} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,293 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} \cdot 18,5 \frac{\text{М}}{\text{с}} = 221,3 \text{ Н} \cdot \text{м}^2; \quad (11)$$

Розрахуємо потужність набору висоти:

$$P_{climb} = \left[ 1000 \text{ Н} \cdot \sin(10^\circ) + 0,047 \cdot 200,7 \text{ Н} \cdot \text{м}^2 \cdot 5 \text{ м}^2 \right] \cdot 18,5 \frac{\text{м}}{\text{с}} =$$

$$= 4174,6 \text{ Вт.} \quad (12)$$

### Визначення необхідної потужності при крейсерському польоті

Для крейсерського польоту потужність  $P_{cruise}$  спрощено можна визначити як добуток крейсерської швидкості  $V$  та крейсерської тяги  $T_{cruise}$ , яка прямопропорційна аеродинамічному опору повітряного судна та визначається за формулою [10]:

$$P_{cruise} = VT_{cruise}; \quad (13)$$

$$T_{cruise} = D = qSC_D, \quad (14)$$

де  $D$  – аеродинамічний опір;

У нашому випадку, крейсерська швидкість  $V$  становить 120 км/год  $\approx 33,3$  м/с.

Визначимо динамічний тиск у разі крейсерської швидкості:

$$q_{cruise} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot (33,3 \text{ м})^2 = 716,9 \text{ Н} \cdot \text{м}^2; \quad (15)$$

$$T_{cruise} = 716,9 \cdot 5 \cdot 0,045 = 161,3 \text{ Н.} \quad (16)$$

Потужність на крейсерському польоті:

$$P_{cruise} = 33,3 \cdot 161,3 = 5371,3 \text{ Вт;} \quad (17)$$

Визначимо діаметр повітряного гвинта для крейсерського польоту за наступною формулою [11]:

$$D_{prop} = K_p \cdot \sqrt[4]{P}, \quad (18)$$

де  $K_p$  – коефіцієнт, який дорівнює 0,1072 для дволопатевого повітряного гвинта.

$$D_{prop} = 0,1072 \cdot \sqrt[4]{5371,4} = 0,865 \text{ м.} \quad (19)$$

### Визначення необхідної потужності в режимі спостереження

У нашому випадку наявний спостережуваний політ – спостереження певної зони під час вимкненого двигуна внутрішнього згоряння та переходу на електричний мотор для зменшення теплового та акустичного сліду. У режимі спостереження літак рухається горизонтально зі швидкістю  $V_{surv}$   $V_{surv} = 70$  км/год  $\approx 19,4$  м/с, отже необхідну потужність можна визначити аналогічним методом, як і для крейсерського польоту:

$$P_{surv} = VT_{surv}; \quad (20)$$

$$T_{surv} = D_{surv} = q_{surv}SC_D, \quad (21)$$

Визначимо динамічний тиск під час польоту:

$$q_{surv} = \frac{1}{2}\rho V_{surv}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot (19,4 \text{ м})^2 = 243,3 \text{ Н} \cdot \text{м}^2; \quad (22)$$

$$T_{surv} = 243,3 \text{ Н} \cdot \text{м}^2 \cdot 5 \text{ м}^2 \cdot 0,045 = 54,7 \text{ Н}; \quad (23)$$

Потужність у режимі спостереження:

$$P_{surv} = 19,4 \frac{\text{М}}{\text{с}} \cdot 54,7 \text{ Н} = 1061,2 \text{ Вт}. \quad (24)$$

### Розрахунок маси енергетичної складової

У процесі початкового визначення розмірів, з метою спрощення розрахункової моделі, маса кожного компонента зазвичай оцінюється за щільністю потужності та щільністю енергії, а складні неробочі характеристики замінюють ККД. Енергетична маса ділиться на дві частини: акумулятор і паливе, а їх використання загалом залежить від профілів місії. У нашому випадку використовуються літій-іонні акумулятори, які мають наступні параметри енергії до маси:

Питома потужність акумуляторної батареї  $PD_{batt} = 730 \text{ Вт/кг}$ .

Питома електрична ємність акумуляторної батареї  $PE_{batt} = 230 \text{ Вт} \cdot \text{год/кг}$ .

Маса електричної батареї повинна відповідати як параметрам електричної потужності, так і параметрам електричної ємності [5]:

$$M_{batt} = \max \left\{ \frac{P_{batt,max}}{\eta_b \cdot PD_{batt}}, \frac{E_{batt,max}}{\eta_b \cdot ED_{batt}} \right\}, \quad (25)$$

де  $\eta_b$  – ККД електричної батареї, згідно [30], визначимо як 0,98;

$P_{batt,max}$  – необхідна електрична потужність акумуляторної батареї;

$E_{batt,max}$  – необхідна електрична ємність акумуляторної батареї.

Максимальна електрична потужність акумуляторної батареї буде необхідна у мультироторному режимі під час вертикального зльоту [12]. Однією із переваг гібридної силової системи є поєднання електричного генератора з акумуляторами, що дає можливість додатково використовувати генеровану потужність, як підтримку у разі пікових електричних навантажень батареї.

Визначимо масу електричної батареї, яка буде відповідати даним характеристикам потужності:

$$P_{batt,max} = \frac{P_{TO}}{FM \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{ESC}} - P_{gen} \cdot \eta_{gen}, \quad (26)$$

де  $FM$  – показник якості (*Figure of Merit*) мультироторної системи, який дорівнює відношенню ідеальної необхідної потужності для вертикального злету до реальної, згідно [9], прийемо даний показник як 0,7 ;

$\eta_{motor}$  – ККД електричних двигунів, згідно [9], визначимо як 0,9;

$\eta_{ESC}$  – ККД електронного регулятора ходу [9], визначимо як 0,85;

$P_{gen}$  – потужність електричного генератора;

$\eta_{gen}$  – ККД електричного генератора, згідно [13], визначимо як 0,9;

$$P_{batt,max} = \frac{14664,7 \text{ Вт}}{0,7 \cdot 0,9 \cdot 0,85} - 15000 \text{ Вт} \cdot 0,9 = 13885 \text{ Вт}. \quad (27)$$

Визначимо масу електричної батареї  $M_{batt,P}$ , яка буде задовольняти параметрам потужності:

$$M_{batt,P} = \frac{P_{batt,max}}{\eta_b \cdot PD_{batt}} = \frac{13885 \text{ Вт}}{0,98 \cdot 700 \frac{\text{Вт}}{\text{кг}}} = 20,2 \text{ кг}. \quad (28)$$

Визначимо масу електричної батареї  $M_{batt,E}$ , яка буде задовольняти параметрам електричної ємності:

$$M_{batt,E} = \frac{E_{batt,max}}{\eta_b \cdot ED_{batt}}. \quad (29)$$

Обчислимо необхідний об'єм електричної енергії  $E_{batt,max}$ , який використовується під час польоту:

$$E_{batt,max} = E_{TO} + E_{surv} + E_{land}, \quad (30)$$

де  $E_{TO}$ ,  $E_{surv}$ ,  $E_{land}$  – параметри електричної ємності для задоволення потреб вертикального злету, режиму спостереження (або іншого довготривалого електричного польоту) та приземлення відповідно.

$$E_{TO} = P_{batt,max} \cdot t_{TO}, \quad (31)$$

де  $t_{TO}$  – час вертикального злету (40 с, або 0,111 год).

$$E_{TO} = 13885 \text{ Вт} \cdot 0,111 \text{ год} = 154,1 \text{ Вт} \cdot \text{год}; \quad (32)$$

$$E_{surv} = \frac{P_{surv}}{\eta_{prop} \cdot \eta_{gear} \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{ESC}} \cdot t_{surv}, \quad (33)$$

де  $\eta_{prop}$  – ККД пропелера, згідно [9], прийемо як 0,8;

$\eta_{gear}$  – ККД редуктора, згідно [14], визначимо як 0,95;

$t_{surv}$  – час польоту у режимі спостереження за вимкненого ДВЗ (120 хвилин, або 2 год);

$$E_{surv} = \frac{1061,2 \text{ Вт}}{0,8 \cdot 0,95 \cdot 0,9 \cdot 0,85} \cdot 2 \text{ год} = 3650,5 \text{ Вт} \cdot \text{год}. \quad (34)$$

Кількість електричної енергії  $E_{land}$ , яка витрачається на приземлення зазвичай нижча, ніж витрата на вертикальний злет [15]. У нашому випадку, кількість електричної енергії  $E_{TO}$ , яка витрачається на вертикальний злет, значно нижча, за кількість енергії  $E_{surv}$ , яка використовується у разі польоту в режимі спостереження, тому для простоти обчислень, прирівняємо  $E_{land}$  до  $E_{TO}$ , разом отримавши певний коефіцієнт запасу у випадку непередбачуваних умов.

Обчислимо остаточний об'єм електричної енергії, який необхідний для виконання польотних місій:

$$E_{batt,max} = 154,1 + 3650,5 + 154,1 = 3958,7 \text{ Вт} \cdot \text{год}. \quad (35)$$

Визначимо масу електричної батареї  $M_{batt,E}$ , яка буде задовольняти параметрам електричної ємності:

$$M_{batt,E} = \frac{3958,7 \text{ Вт} \cdot \text{год}}{0,98 \cdot 230 \text{ Вт} \cdot \text{год/кг}} = 17,6 \text{ кг}. \quad (36)$$

Визначимо кінцеву масу електричної батареї  $M_{batt}$ , яка буде відповідати необхідним параметрам як електричної потужності так і електричної ємності:

$$M_{batt} = \max\{M_{batt,P}; M_{batt,E}\} = \max\{20,2; 17,6\} = 20,2 \text{ кг}. \quad (37)$$

Прийmemo  $M_{batt} = 21 \text{ кг}$ .

Отже, ми отримали наступні параметри електричної батареї:

$$\text{Потужність } P_{batt} = 21 \text{ кг} \cdot 700 \frac{\text{Вт}}{\text{кг}} = 14700 \text{ Вт}.$$

$$\text{Електрична ємність } E_{batt} = 21 \text{ кг} \cdot 230 \frac{\text{Вт} \cdot \text{год}}{\text{кг}} = 4830 \text{ Вт} \cdot \text{год}.$$

Маса – 21 кг.

Визначимо максимальний ступінь заряду  $SoC$  (*state of charge*), який залишиться після двогодинного польоту в режимі спостереження:

$$SoC_{surv} = \frac{E_{batt}}{E_{surv}} = \frac{4830 \text{ Вт} \cdot \text{год}}{3650,5 \text{ Вт} \cdot \text{год}} = 1,32 = 32\%. \quad (38)$$

Дані параметри електричної акумуляторної батареї забезпечить змогу вертикального злету та приземлення (одному або кількох) та до двох годин польоту у режимі спостереження у разі вимкненого двигуна внутрішнього згоряння зі збереженням ступеня заряду 32 %.



## Розрахунок витрати пального та дальності польоту

Окрім електричних батарей, важливим значенням для літаків із гібридною силовою установкою є потужність ДВЗ та розхід пального для забезпечення не тільки функції обертання повітряного гвинта, а й роботи генератора та заряджання акумуляторів.

У нашому випадку, використовується гібридний двигун *SP-180 SRE*, потужністю 20 кВт двигуна внутрішнього згоряння та 15 кВт електричного генератора, який має споживання пального  $m_{SFC} = 280 \text{ г/кВт/год}$  за максимального навантаження та обертах 6000 об/хв [16].

Витрата пального  $m_{FC}^{cruise}$  під час польоту на крейсерській швидкості за умови, що енергія не витрачається роботу генератора та заряджання електричної батареї визначається як:

$$m_{FC}^{cruise} = P_{ICE}^{cruise} \cdot m_{SFC}^{cruise}, \quad (39)$$

де  $m_{SFC}^{cruise}$  – питома витрата пального для крейсерського режиму.

$P_{ICE}^{cruise}$  – потужність ДВЗ у разі польоту на крейсерському режимі.

$$P_{ICE}^{cruise} = \frac{P_{cruise}}{\eta_{prop} \cdot \eta_{gear}} = \frac{5371,3}{0,8 \cdot 0,95} = 7067,5 \text{ Вт} \quad (40)$$

$$m_{FC}^{cruise} = 7067,5 \text{ Вт} \cdot 10^{-3} \cdot 280 \frac{\text{г}}{\text{кВт}} / \text{год} = 1978,9 \frac{\text{г}}{\text{год}} \approx 2 \frac{\text{кг}}{\text{год}}. \quad (41)$$

Визначимо орієнтовну витрату пального  $m_{FC}^{climb}$  під час набору висоти:

$$m_{FC}^{climb} = P_{ICE}^{climb} \cdot m_{SFC}^{climb}, \quad (42)$$

де  $m_{SFC}^{climb}$  – питома витрата пального для польоту під час набору висоти.

$P_{ICE}^{climb}$  – потужність ДВЗ у разі набору висоти.

$$P_{ICE}^{climb} = \frac{P_{climb}}{\eta_{prop} \cdot \eta_{gear}} = \frac{4174,6}{0,8 \cdot 0,95} = 5492,9 \text{ Вт}; \quad (43)$$

$$m_{FC}^{climb} = 5492,9 \cdot 10^{-3} \cdot 280 = 1538 \frac{\text{г}}{\text{год}}. \quad (44)$$

Визначимо кількість пального, яке витратиться під час підйому із висоти 200 до 2000 метрів зі швидкістю зміни висоти 3,2 м/с під кутом 10 градусів:

$$m_F^{climb} = m_{FC}^{climb} \cdot t_{climb} = 1538 \frac{\text{г}}{\text{год}} \cdot 0,1564 \text{ год} = 240,5 \text{ г}. \quad (45)$$

У нашому випадку під час вертикального злету двигун внутрішнього згоряння також використовується як рушій електричного генератора, тобто механічна енергія, яка утворюється внаслідок згоряння певного пального

перетворюється в електричну енергію, на якій працюють електродвигуни під час вертикального злету або приземлення.

Визначимо орієнтовний розхід пального у разі вертикального злету :

$$m_{FC}^{TO} = P_{ICE}^{TO} \cdot m_{SFC}^{TO}, \quad (46)$$

де  $m_{SFC}^{TO}$  – питома витрата пального для забезпечення роботи генератора під час вертикального злету;

$P_{ICE}^{TO}$  – потужність ДВЗ для забезпечення роботи генератора під час вертикального злету

$$P_{ICE}^{TO} = \frac{P_{gen,TO}}{\eta_{gen} \cdot \eta_{bat,charg}}, \quad (47)$$

де  $P_{gen,TO}$  – потужність генератора у разі вертикального злету;

$\eta_{bat,charg}$  – ККД заряджання батареї, згідно [13] прийємо 0,9.

$$P_{ICE}^{TO} = \frac{15000}{0,9 \cdot 0,9} = 18518,5 \text{ Вт}. \quad (48)$$

Розхід пального під час вертикального злету:

$$m_{FC}^{TO} = 18518,5 \cdot 10^{-3} \cdot 280 = 5185,2 \frac{\text{Г}}{\text{год}} \approx 5,2 \frac{\text{КГ}}{\text{год}}. \quad (49)$$

Визначимо орієнтовну кількість пального, яка буде використана за вертикального злету тривалістю 40 с (0,0111 год) на висоту 200 м:

$$m_F^{TO} = m_{FC}^{TO} \cdot t_{TO} = 5185,2 \frac{\text{Г}}{\text{год}} \cdot 0,0111 \text{ год} = 57,6 \text{ г}. \quad (50)$$

Під час польоту можлива зарядка електричних батарей генератором, на що також витрачається певна кількість пального. Рекомендована швидкість заряду батарей становить 0,5 – 1 від їх електричної ємності, а для збільшення їх ресурсу не рекомендується збільшувати струм заряду більше ніж 0,8 від ємності [17]. У нашому випадку, електрична ємність батареї складає 3,9 кВт·год, тоді потужність заряджання із коефіцієнтом 0,5 буде складати:

$$P_{batt}^{charg} = E_{batt,max} \cdot 0,5 = 3,9 \cdot 0,5 = 1,95 \text{ кВт} \quad (51)$$

Під час вертикального злету тривалістю 40 с, витрачається 154.1 Вт\*год електричної енергії, за потужності заряджання 1,95кВт ми можемо відновити дану втрату за наступний проміжок часу заряджання:

$$t_{charg}^{TO} = \frac{E_{TO}}{P_{batt}^{charg}} = \frac{154,1}{1950} = 0,079 \text{ год} = 284 \text{ с} = 4 \text{ хв } 44 \text{ с}. \quad (52)$$

Розрахуємо розхід пального, яке додатково буде витрачатись у випадку заряджання електричної батареї під час польоту в крейсерському режимі:

$$m_{FC}^{charg} = P_{ICE}^{charg} \cdot m_{SFC}^{cruise+charg}, \quad (53)$$

де  $P_{ICE}^{charg}$  – додаткова потужність ДВЗ, яка витрачається на заряджання електричної батареї за допомогою генератора.

$$P_{ICE}^{charg} = \frac{P_{batt}^{charg}}{\eta_{gen} \cdot \eta_{bat,charg}} = \frac{1950}{0,9 \cdot 0,9} = 2407,4 \text{ Вт}. \quad (54)$$

Отримаємо розхід пального:

$$m_{FC}^{charg} = 2407,4 \cdot 10^{-3} \cdot 280 = 674,1 \text{ г/год} \quad (55)$$

Визначимо кількість пального, яке витратиться на відновлення електричної енергії, яка витратилась під час вертикального злету:

$$m_F^{charg,TO} = t_{charg}^{TO} \cdot m_{FC}^{charg} = 0,079 \cdot 674,1 = 53,3 \text{ г}. \quad (56)$$

Після польоту в режимі спостереження електрична батарея розряджається до ступеня  $SoC_{surv} = 32\%$ . Для отримання певного запасу на випадок використання електричної батареї за непередбачуваних умов, відносно ступінь заряду під час крейсерського польоту із підзарядкою до  $SoC_{surv} = 50\%$ . Для цього визначимо кількість енергії, яку необхідно отримати за час заряджання:

$$m_{fuel}^{cruise} = m_{fuel} - \left( m_F^{TO} \cdot 2 + m_F^{charg,TO} \cdot 2 + m_F^{climb} + m_F^{charg,cruise} \right)$$

$$E_{charg}^{cruise} = \frac{E_{batt} (SoC_{cruise} - SoC_{surv})}{100} = \frac{4830 \cdot (50 - 32)}{100} = 869,4 \text{ Вт} \cdot \text{год}. \quad (57)$$

Визначимо час  $t_{charg}^{cruise}$  та орієнтовну кількість пального  $m_F^{charg,cruise}$ , яка додатково витратиться на підзарядку до ступеня  $SoC_{surv} = 50\%$ :

$$t_{charg}^{cruise} = \frac{E_{charg}^{cruise}}{P_{batt}^{charg}} = \frac{869,4 \text{ Вт} \cdot \text{год}}{1950 \text{ Вт}} = 0,45 \text{ год} = 27 \text{ хв} = 1620 \text{ с}; \quad (58)$$

$$m_F^{charg,cruise} = t_{charg}^{cruise} \cdot m_{FC}^{charg} = 0,45 \text{ год} \cdot 674,1 \frac{\text{г}}{\text{год}} = 303,3 \text{ г}. \quad (59)$$

Визначимо кількість пального  $m_{fuel}^{cruise}$ , яка залишилася для виконання крейсерського польоту на швидкості 120 км/год, за умови, що відбувся один вертикальний злет, набір висоти, вищезазначені електричні підзарядки та приземлення:

$$m_{fuel}^{cruise} = m_{fuel} - \left( m_F^{TO} \cdot 2 + m_F^{charg,TO} \cdot 2 + m_F^{climb} + m_F^{charg,cruise} \right); \quad (60)$$

$$m_{fuel}^{cruise} = 28000 \text{ г} - (57,6 \text{ г} \cdot 2 + 53,3 \text{ г} \cdot 2 + 240,5 \text{ г} + 303,3 \text{ г}) =$$

$$= 27234,4 \text{ г} \approx 27,2 \text{ кг} \approx 35 \text{ л}. \quad (61)$$

Визначимо орієнтовний час крейсерського польоту  $t_{cruise}$  у разі швидкості 120 км/год та масі пального  $m_{fuel}^{cruise}$  27,2 кг:

$$t_{cruise} = \frac{m_{fuel}^{cruise}}{m_{FC}^{cruise}} = \frac{27234,4 \Gamma}{1978,9 \frac{\Gamma}{год}} = 13,762 \text{ год} \approx 13 \text{ год } 45 \text{ хв.} \quad (62)$$

Розрахуємо орієнтовну відстань крейсерського польоту  $d_{flight}^{cruise}$ :

$$d_{flight}^{cruise} = t_{cruise} \cdot 0,9 \cdot V_{cruise} = 13,762 \text{ год} \cdot 0,9 \cdot 120 \frac{\text{км}}{\text{год}} \approx 1486 \text{ км} . \quad (63)$$

## Висновки

У даній роботі побудовано метод розрахунку гібридної силової установки паралельної конфігурації для безпілотного літального апарата із системою вертикального злету та приземлення. За допомогою даного методу, виконано обчислення: необхідної потужності під час вертикального злету, наборі висоти, крейсерському польоті та у режимі спостереження; розрахунок необхідної електричної потужності та ємності акумуляторної батареї, обчислення необхідної кількості енергії та часу заряджання для підтримання певного ступеня заряду; визначення маси енергетичної складової, а саме: електричних батарей та пального; розрахунок витрати пального для виконання польотної місії та додаткової роботи генератора.

## Список використаної літератури

1. Goli S. Experimental study on efficient propulsion system for multicopter UAV design applications / S. Goli, D. F. Kurtuluş, L. M. Alhems, A. M. Memon, I. H. Imran // Results in Engineering, Elsevier – 2023 – vol. 20 – pp. 1-18.
2. Yasa Y. An Efficient Brushless DC Motor Design for Unmanned Aerial Vehicles / Y. Yasa // European Journal of Science and Technology – 2022 – №35 – pp. 288-294.
3. Jaeger M. Conceptual design of a high-endurance hybrid electric unmanned aerial vehicle / M. Jaeger, D. Adair // Materials Today: Proceedings, Elsevier – 2017 – vol. 4 – pp. 4458-4468.
4. Hildemann M. 3D-flight route optimization for air-taxis in urban areas with Evolutionary Algorithms and GIS / M. Hildemann, J. A. Verstegen // Journal of Air Transport Management, Elsevier. – 2023 – pp. 1-13.
5. Zong J. Evaluation and Comparison of Hybrid Wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion Systems. / J. Zong, B. Zhu, Z. Hou. // MDPI Aerospace. – 2021 – pp. 1–14.
6. Wang B. Preliminary Design of a Small Unmanned Battery Powered Tailsitter / Wang B., Hou Z., Liu Z. // International Journal of Aerospace Engineering, Hindawi Publishing Corporation. – 2016 – pp. 1-12.

7. *Stone R. H.* The T-wing tail-sitter unmanned air vehicle: From design concept to research flight vehicle / R. H. Stone // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering – 2004 – pp. 417-433.
8. *Roskam, J.* Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes / Roskam, J. // DARcorporation: Lawrence, KS, USA – 1986 – pp. 547.
9. *Dündar Ö.* Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV / Dündar Ö., Bilici M., Ünler T. // Engineering Science and Technology, Elsevier – 2020 – pp. 1-12.
10. *Anderson J. D.* Aircraft Performance and Design / John D. Anderson Jr. // McGraw-Hill – 2010 – pp. 580.
11. *Gundlach, J.* Designing Unmanned Aircraft Systems – A Comprehensive Approach / Gundlach, J. // American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, VA, USA – 2011 – pp. 848.
12. *Mi C.* Hybrid electric vehicles: Principles and applications with practical perspectives. / Mi C, Masrur M. A. // Chichester: John Wiley & Sons, Ltd. – 2017 – pp. 458.
13. *Chen G.* Comprehensive sizing and optimization method for series-hybrid unmanned convertiplane / G. Chen, D. Ma, Y. Jia, X. Xia, C. He // Chinese Journal of Aeronautics, Elsevier 2021 – Volume 34, Issue 4 – pp. 387-402.
14. *Cakin U.* Initial Sizing of Hybrid Electric VTOL Aircraft for Intercity Urban Air Mobility / U. Cakin, Z. Kaçan, Z. A. Aydogan, I. Kuvvetli // AIAA AVIATION 2020 FORUM, Aircraft Design Optimization III – 2020 – pp. 1-18.
15. *Saengphet W.* Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED transport / W. Saengphet, C. Thumthae // The 7th TSME International Conference on Mechanical Engineering – 2016 – pp. 1-16.
16. *Jackson R.* Fit for purpose, Wankel Rotary Engines by Sky Power. / Rory Jackson // Unmanned Systems Technology – 2019 – pp. 1-7.
17. *Xiong S.* A study of the factors that affect lithium ion battery degradation / S. Xiong // Faculty of the Graduate School at the University of Missouri-Columbia – 2019 – pp. 1-78.