

11. *Голінко, І. М.* Комплексна динамічна модель промислового кондиціонера із форсуночним зволожувачем у просторі стану / І. М. Голінко, І. Є. Галицька // Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки: збірка доповідей X Міжнародної науково-практичної конференції, 16 - 17 квітня 2015 р., - Київ, 2015. С. 201-207.
12. *Краснов, Ю. С.* Системы вентиляции и кондиционирования / Ю. С. Краснов, А. П. Борисоглебская, А. В. Антипов. –М.: ТермоКул, 2004. –373 с.
13. *Голінко, І. М.* Аналіз системи керування для промислового кондиціонера із парозволожувачем / І. М. Голінко, В. Г. Трегуб // Східно-Європейський журнал передових технологій. –2012, № 6/8(60). –С.14–18.
14. Каталог. VENTUS – вентиляционные агрегаты и центральные кондиционеры. –М.: VTSGroup, 2003. –156 с.
15. *Голінко, І. М.* Синтез оптимальних систем керування із мінімізацією керуючого впливу / І. М. Голінко // Комп'ютерні системи та інформаційні технології. – 2012. – № 2(54). – С. 79–88.

УДК 629.7.035

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-380413201568943>

*Д. С. Іголкін¹⁹, студент, О. М. Масько²⁰, асистент,
В. В. Сухов²¹, професор, д.т.н.*

АЛГОРИТМ ВИБОРУ ПАРАМЕТРІВ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З ВРАХУВАННЯМ МАРШРУТУ ПОЛЬОТУ

En

In recent years, unmanned aerial vehicles with electric propulsion have taken a substantial UAV market share. Electric driving power provides a clean and simple operation, reliability and ease of maintenance. Electric power plants also have low levels of noise and vibration.

The purpose of this article is to provide an algorithm for selection of UAV's electric propulsion parameters for the route, consisting of different flight modes.

Small class UAV which performs the flight on the route with areas of climb, level flight and turn has been analyzed.

This article describes mathematical models suitable for numerical calculation:

¹⁹ *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»,
Факультет авіаційних і космічних систем*

²⁰ *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»,
Кафедра приладів та систем керування літальними апаратами*

²¹ *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»,
Кафедра приладів та систем керування літальними апаратами*

the aerodynamic characteristics of UAV, the elements of UAV's electric propulsion system, flight dynamics in different flight modes. Further, these mathematical models were linked in one algorithm. According to the algorithm the software for the calculation has been created. For different flight routes the configuration of the electrical power plant with high efficiency on the route has been calculated. The effects of the battery current and voltage settings on the propulsion efficiency have been investigated.

Calculations results according to the algorithm showed that accounting for the flight route allows selecting the parameters of the electrical propulsion system of the UAV, more rational in terms of energy use compared to selection based on one main flight mode.

Ru

Целью данной статьи является создание алгоритма выбора параметров электрической силовой установки БПЛА для маршрута, состоящего из различных режимов полета. Для разработки алгоритма рассмотрен беспилотный летательный аппарат малого класса, который выполняет полет по маршруту с участками набора высоты, горизонтального полета, виража.

Научная новизна заключается в учете различных режимов полета БПЛА при выборе параметров электрической силовой установки, путем численного расчета.

Для создания алгоритма описаны подходящие для численного расчета математические модели: аэродинамических характеристик БПЛА, элементов электрической силовой установки БПЛА, динамики полета в различных режимах полета. Математические модели связали в одном алгоритме, согласно которому создано программное обеспечение для расчета. Для различных маршрутов рассчитаны конфигурации электрической силовой установки, имеющие высокий КПД на маршруте. Исследовано влияние рабочего тока и напряжения на КПД силовой установки.

Результаты расчетов по данным алгоритмом показали, что учет маршрута полета позволяет выбрать параметры электрической силовой установки БПЛА, более рациональные с точки зрения затрачиваемой энергии по сравнению с выбором только для одного основного режима полета.

Вступ

В результаті розвитку електроніки: збільшення питомої енергоємності хімічних акумуляторів, появи безколекторних електричних двигунів, розвитку електричних мікроконтролерів та здешевлення цих складових, в останні роки безпілотні літальні апарати (БПЛА) з електричної силовою установкою (ЕСУ) зайняли суттєву частку ринку безпілотних літальних апаратів [1]. Електрична рушійна сила забезпечує просту і чисту роботу, надійність, простоту обслуговування. Електричні силові установки мають низькі рівні шуму та вібрацій.

Основні частини електричної силової установки: пропелер, мотор, контролер двигуна, акумулятор. Електрична силова установка БПЛА міні та мікро класу складає 25-40% ваги літального апарату [2-5], що прямо впливає на вагу планера, доступну вагу корисного навантаження, тривалість польоту, швидкість польоту та інші характеристики літального апа-

рату. Тому обрані параметри електричної силової установки суттєво впливають на результуючі льотно-технічні характеристики БПЛА.

Постановка задачі

Проаналізовані методики вибору параметрів ЕСУ розраховують бажані параметри елементів силової установки для одного, зазвичай основного режиму – крейсерського польоту [6]. Або розраховують бажані параметри з умови максимізації певного параметру (тривалості чи дальності польоту) та виконання додаткової умови (швидкопідйомності) [4]. Дані методи не враховують різні режими польоту, які є невід’ємною частиною будь-якого польоту літального апарату. Наприклад, це режими: набору висоти, зниження, крейсерського польоту, баражування, віражу. Тому дані методи не дозволяють з бажаною точністю визначати параметри елементів ЕСУ БПЛА.

Мета роботи – створення алгоритму вибору параметрів ЕСУ БПЛА для маршруту, що складається з різних режимів польоту, дослідження впливу параметрів елементів ЕСУ на ефективність польоту БПЛА.

Методика дослідження

В якості об’єкта дослідження розглянуто БПЛА (рис. 1), виконуючий політ по маршруту. Маршрут польоту складається з режимів: набору висоти, горизонтального польоту і віражу (рис. 2).

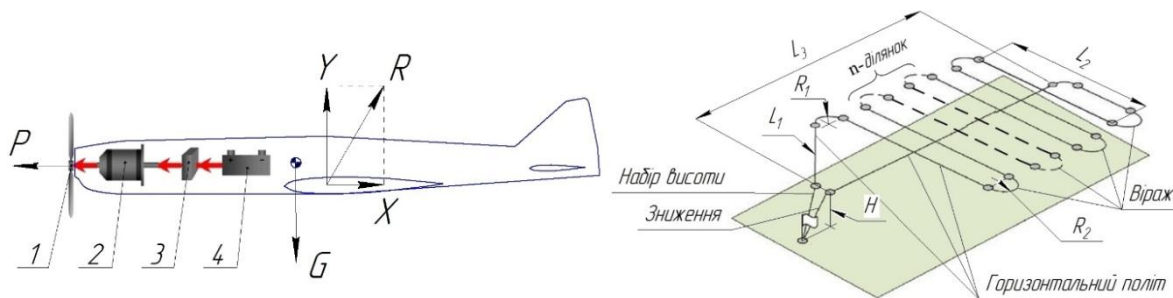


Рис. 1. Електрична силова установка БПЛА та маршрут польоту: 1 – повітряний гвинт, 2 – безколекторний електричний мотор постійного струму, 3 – електричний контролер, 4 – *Li-Po* акумуляторна батарея; P – сила тяги; Y – підйомна сила; X – сила супротиву; R – рівнодіюча аеродинамічних сил; G – сила тяжіння; H – висота польоту, L – довжина відрізка маршруту

Для опису літального апарату було визначено математичні моделі: аеродинамічних характеристик БПЛА, параметрів пропелера, електричного мотора, контролера та акумуляторної батареї. Математична модель маршруту польоту представлена рівняннями динаміки для різних режимів

Р о з д і л 3 . К е р у в а н н я

польоту БПЛА. Далі ці математичні моделі було пов'язано у одному алгоритмі.

Для розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарата використано наступний вираз, так як він простий і у першому наближенні точний [4]:

$$C_x = 0,03 + 0,066 \cdot C_y^2, \quad (1)$$

де C_x , C_y – відповідно коефіцієнти опору і підйомної сили літального апарату.

Електрична силова установка. Використано прямий привод, тобто силова установка не має редуктору і обертальна швидкість пропелера дорівнює обертальній швидкості двигуна, Ω .

Пропелер. Діаметр пропелера з експлуатаційних умов був обмежений:

$$D \leq 0,3 \text{ м.} \quad (2)$$

Швидкість обертання пропелера було обмежено дозвукowymi швидкостями кінцевої хорди лопаті:

$$M_{\text{зак}} \leq 0,7. \quad (3)$$

Розрахунок тяги P і потрібної потужності N гвинта виконано за імпульсною теорією повітряних гвинтів [8] методом наближеного розрахунку.

Розрахункове число Рейнольдса для лопаті пропелера:

$$Re = \frac{v \cdot b}{\vartheta} = \frac{27,5 \cdot 0,022}{1,52 \cdot 10^{-5}} \approx 40000 \quad (4)$$

де v – швидкість потоку відносно характерного перерізу лопаті ($r = 0,75$), b – хорда характерного перерізу лопаті ($r = 0,75$), ϑ – кінематична в'язкість на висоті $H = 0$ м [9].

Характеристики аеродинамічного профілю при $Re < 100000$ суттєво відрізняються від більших Re [10, 11]. При такому малому числі Рейнольдса великий вплив на характеристики профілю має відрив поверхневого шару при ламінарному обтіканні навіть при малих кутах атаки. Турбулізація потоку повітряним гвинтом нівелює цей фактор і робить потік турбулентним, тому прийнято аеродинамічну якість профілю лопаті $K = 9,8$ [11]. Тому у розрахунку характеристик пропелера за [8] прийнято:

$$\mu = \arctg\left(\frac{1}{K}\right) \approx 6^\circ, \quad (5)$$

де μ – кут відхилення коефіцієнта повної аеродинамічної сили C_R від коефіцієнта підйомної сили C_y .

Обрано профіль пропелера *SD7080*, характеристики якого були досліджені у аеродинамічній трубі при $Re = 60000$ [10]. Його C_y і C_x описані залежностями:

$$C_y = 0,14 + 0,095 \cdot \alpha, \quad (6)$$

$$C_x = 0,018 + 0,018 \cdot C_y^2, \quad (7)$$

де α – кут атаки профілю.

Обрано двох-лопатевої повітряний гвинт, що є оптимальним вибором при малих числах Рейнольдса ($Re < 100000$) [9], кількість лопатей $k = 2$.

Електричний мотор і контролер. Основні параметри електричного двигуна:

– максимальна потужність $P_{out-max}$ визначається виразом [4]:

$$P_{out-max} = 200 \cdot m_M, \quad (8)$$

де m_M – маса електричного мотора;

– швидкісна константа K_v [4]:

$$K_v = 170 \cdot m_M; \quad (9)$$

– внутрішній опір двигуна R_0 [4]:

$$R_a = \frac{60000}{K_v^2}; \quad (10)$$

– струм холостого ходу I_0 [4]:

$$I_0 = \frac{0,2}{R_a}; \quad (11)$$

У даному дослідженні електричний двигун представлено простою моделлю потужності [4, 13], де вхідна потужність контролера P_{in} і вихідна потужність валу двигуна P_{out} представлені формулами:

$$P_{in} = U_{in} \cdot I_{in}, \quad (12)$$

$$P_{out} = (I_{in} - I_0) \cdot (U_{in} - I_{in} \cdot R_a), \quad (13)$$

де U_{in} – вхідна напруга контролера, I_{in} – вхідний струм контролера.

Максимальний робочий струм I_{max} є важливою характеристикою мотора і контролера. Він не має бути перевищений, тому в даному дослідженні вхідний струм контролера I_{in} обмежений умовою:

$$I_{in} \leq I_{max} = 100 \text{ A}. \quad (14)$$

Акумулятор. Для дослідження обрано акумуляторні батареї типу *Li-Po*, що мають порівняно високу питому енергетичну ємність, комерцій-

Р о з д і л 3 . К е р у в а н н я

но доступні і широко використовуються у БпЛА. Один *Li-Po* елемент має середню напругу 3,7 В [14, 15], тому вхідна напруга контролера визначається як:

$$V_{in} = 3,7 \cdot S, \quad (15)$$

де S – кількість послідовно з'єднаних акумуляторних елементів.

Важливим параметром акумуляторної батареї є маса батареї m_B , що пов'язана з енергетичною ємністю батареї E_B наступним виразом [4]:

$$E_B = 4,04 \cdot m_B^2 + 139 \cdot m_B + 0,0155. \quad (16)$$

Режими польоту БпЛА по маршруту. Досліджено наступні режими польоту БпЛА: набір висоти, горизонтальний політ, віраж.

Для спрощення розрахунків набору висоти розглянуто режим прямолінійного сталого набору висоти, який представлено наступними рівняннями [16]:

$$P = X_a + m \cdot g \cdot \sin \theta, \quad (17)$$

$$Y_a = m \cdot g \cdot \cos \theta, \quad (18)$$

де P – потрібна тяга силової установки, X_a – сила опору літака у швидкісній системі координат, m – маса літака, θ – кут нахилу траєкторії, Y_a – підйомна сила літака у швидкісній системі координат.

Прямолінійний сталий горизонтальний політ представлено наступними формулами:

$$P = X_a, \quad (19)$$

$$Y_a = m \cdot g. \quad (20)$$

Режим правильного сталого віражу визначається наступними формулами [16]:

$$P = X_a, \quad (21)$$

$$Y = m \cdot g \cdot n_y, \quad (22)$$

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n_y^2 - 1}}, \quad (23)$$

де n_y – нормальне перевантаження, R – радіус віражу.

Мінімальний допустимий радіус віражу визначається з формули (23):

$$R_{min} = \frac{V_{3B}^2}{g \cdot \sqrt{n_{y_{max}}^2 - 1}}, \quad (24)$$

де $V_{зв}$ – швидкість звалювання, $n_{y_{max}}$ – максимальне експлуатаційне нормальне перевантаження.

Алгоритм вибору параметрів електричної силової установки. За даними математичними моделями розроблено алгоритм вибору параметрів ЕСУ (рис. 2) та розроблено програму у середовищі *Microsoft Visual Studio Express*.

Результати дослідження

Розглянуто міні-БпЛА з наступними характеристиками: маса $m = 4$ кг, площа крила $S_y = 1$ м², площа міделю $S_x = 0,1$ м², допустима швидкість польоту $v = 20 \dots 35$ м/с.

Дослідження впливу режимів польоту на параметри ЕСУ. За допомогою розробленої програми підібрано параметри силової установки для наступних маршрутів польоту:

- 1) виключно горизонтальний політ;
- 2) виключно віраж;
- 3) горизонтальний політ з врахуванням вимог режиму віражу;
- 4) комбінована траєкторія: 90% довжини маршруту горизонтальний політ, 10% - віраж.

Вхідні параметри для кожного режиму наведено у табл. 1.

Таблиця 1.

Вхідні параметри маршрутів польоту

Траєкторія польоту	v , м/с	H , м	L , м	R , м	ρ , кг/м ³
Горизонтальний політ	31	50	18000	-	1,22
Віраж	22	50	2000	50	1,22
Горизонтальний політ з врахуванням вимог режиму віражу (горизонт. політ / віраж)	31 / 22	50 / 50	20000 / 0,01	- / 50	1,22
Комбінований маршрут (горизонт. політ / віраж)	31 / 22	50 / 50	18000 / 2000	- / 50	1,22

Розраховані параметри ЕСУ наведено у табл. 2.

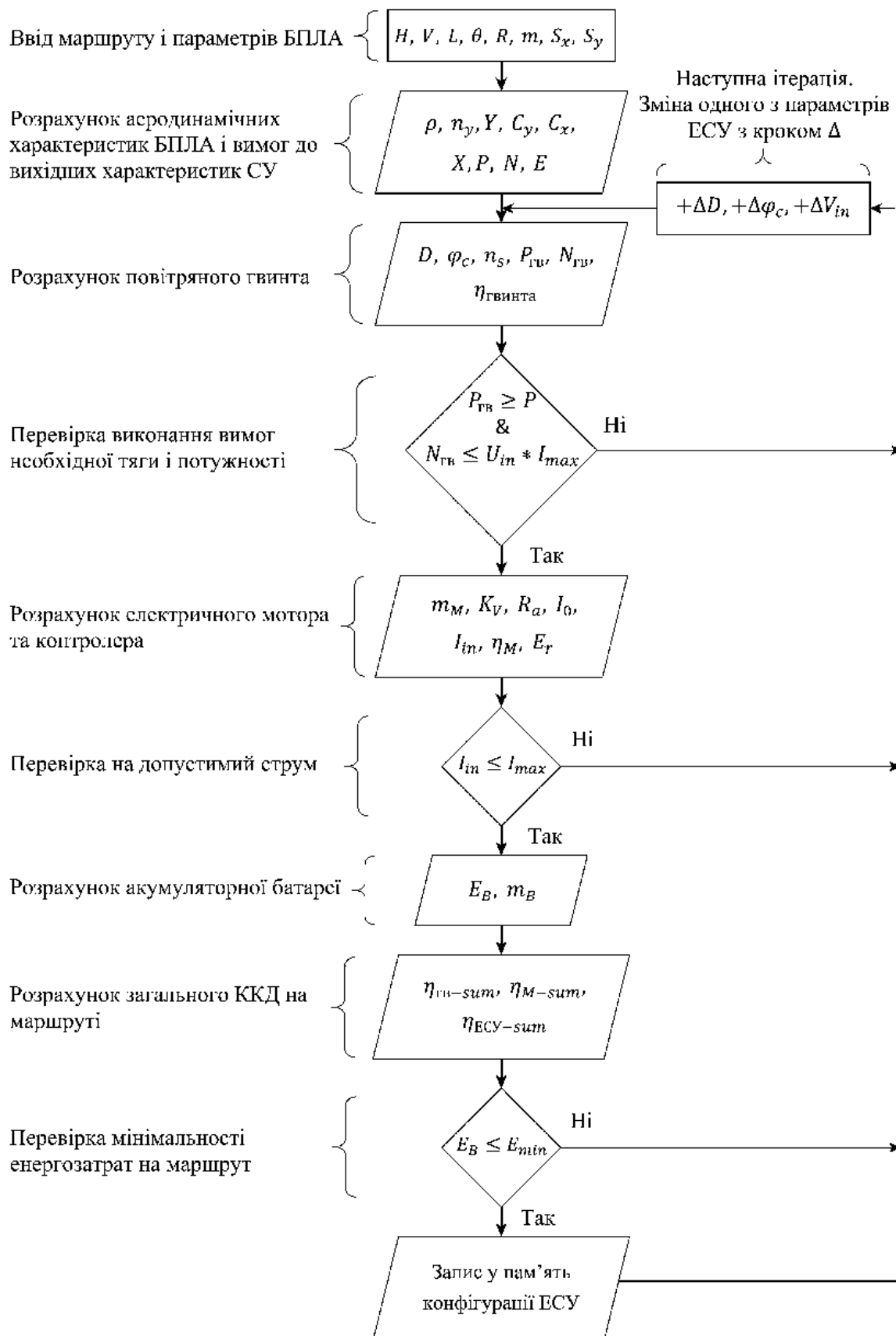


Рис. 2. Алгоритм вибору параметрів ЕСУ

Таблиця 2.

Розраховані параметри електричної силової установки

	Горизонтальний політ	Віраж	Горизонтальний політ з врахуванням вимог режиму віражу	Комбінований маршрут
D , м	0,23	0,12	0,23	0,12
n , об./хв.	3840	5190	3840 / 2760	7710 / 5550
φ_c , град.	43	51	43	48
V_{in} , В	25,9	3,7	25,9	22,2
K_v , $\frac{\text{об./хв.}}{\text{В}}$	482,57	1266,11	482,57	482,37
P_{out} , Вт	281,83	107,42	281,83	281,94
$m_{двиг}$, кг	0,35	0,13	0,35	0,35
$\eta_{гвинта}$	0,78	0,76	0,78	0,76
$\eta_{двиг}$	0,85	0,78	0,85	0,84
$\eta_{ЕСУ}$	0,66	0,59	0,66	0,64

де n – швидкість обертання гвинта,

φ_c – кут установки характерного перерізу лопаті гвинта,

$m_{двиг}$ – маса двигуна,

$\eta_{гвинта}$ – ККД гвинта,

$\eta_{двиг}$ – ККД електричного двигуна,

$\eta_{ЕСУ}$ – ККД електричної силової установки.

Варто зазначити, що для кожного маршруту польоту бажані параметри електричної силової установки суттєво відрізняються.

Особливо важливо відмітити, що між конфігураціями з врахуванням режиму віражу і з врахуванням 10% польоту в режимі віражу є велика різниця. Отже, врахування лише вимог режиму віражу не дозволяє отримати найкращі характеристики електричної силової установки на обох режимах польоту.

Підберемо параметри силової установки для таких маршрутів польоту:

- 1) виключно горизонтальний політ;
- 2) виключно набір висоти;
- 3) горизонтальний політ з врахуванням набору висоти;
- 4) комбінований маршрут: 80% довжини траєкторії горизонтальний політ, 20% - віраж.

Вхідні параметри для кожного режиму наведено у табл. 3.

Таблиця 3.

Вхідні параметри маршрутів польоту

Траєкторія польоту	$v, \text{ м/с}$	$H, \text{ м}$	$L, \text{ м}$	$\theta, ^\circ$	$\rho, \text{ кг/м}^3$
Горизонтальний політ	31	1000	18278	-	1,11
Набір висоти	22	50...1000	4570	12	1,16
Горизонтальний політ з врахуванням набору висоти (горизонт. політ / набір висоти)	31 / 22	1000 / 50...50,01	18278 / 0,01	- / 12	1,11 / 1,16
Комбінований маршрут (горизонт. політ / набір висоти)	31 / 22	1000 / 50...1000	18278 / 4570	- / 12	1,11 / 1,16

Розраховані параметри ЕСУ наведено у табл. 4.

Таблиця 4.

Розраховані параметри електричної силової установки

	Горизонтальний політ	Набір висоти	Горизонтальний політ з врахуванням швидкопідйомності	Комбінований маршрут
$D, \text{ м}$	0,17	0,26	0,27	0,17
$n, \text{ об./хв.}$	4830	2490	2640 / 3300	4830 / 5520
$\varphi_c, \text{ град.}$	43	46	42	43
$V_{in}, \text{ В}$	22,2	33,3	29,6	29,6
$P_{out}, \text{ Вт}$	257,38	331,25	341,61	335,4
$K_v, \frac{\text{об./хв.}}{\text{В}}$	528,4	410,56	398,11	405,49
$m_M, \text{ кг}$	0,32	0,41	0,43	0,42
$\eta_{\text{гвинта}}$	0,77	0,77	0,78	0,76
$\eta_{\text{двигуна}}$	0,84	0,85	0,84	0,85
$\eta_{\text{ЕСУ}}$	0,65	0,65	0,66	0,64

Знову ми бачимо, що для кожної траєкторії польоту бажані параметри електричної силової установки суттєво відрізняються.

І знову є велика різниця між конфігураціями з врахуванням лише швидкопідйомності і з врахуванням 20% довжини польоту в режимі набору висоти. Це означає, що врахування лише вимог швидкопідйомності не дозволяє отримати найкращі характеристики електричної силової установки на обох режимах польоту.

Дослідження впливу вхідних сили струму і напруги. З умови не перевищення допустимого струму (14) розраховані конфігурації електричної силової установки з найкращим ККД для різних значень I_{max} для маршрутів з таблиці 3, ККД електричної силової установки наведено на рис. 3.

При $I_{max} \geq 30$ А коефіцієнт корисної дії силової установки практично не падає. При подальшому зменшенні допустимого струму ККД починає стрімко зменшуватись, при $I_{max} = 5$ А: $\eta_{ЕСУ} = 0,46$, тобто у 1,4 рази менше найкращого.

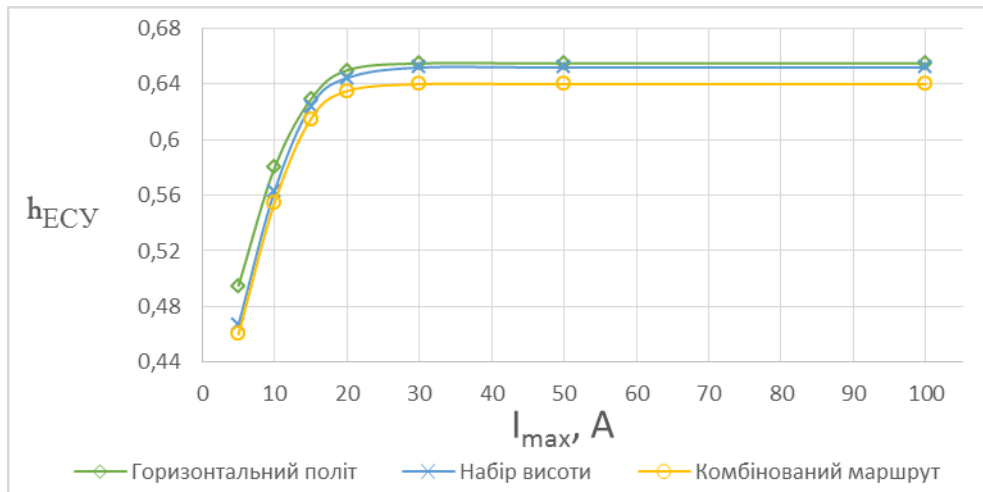


Рис. 3. Залежність ККД силової установки від максимального допустимого струму I_{max}

Для різних значень напруги акумуляторної батареї U_{in} розраховано раціональні можливі конфігурації електричної силової установки при $I_{max} = 100$ А для маршрутів з табл. 3, ККД електричної силової установки наведено на рис. 4.

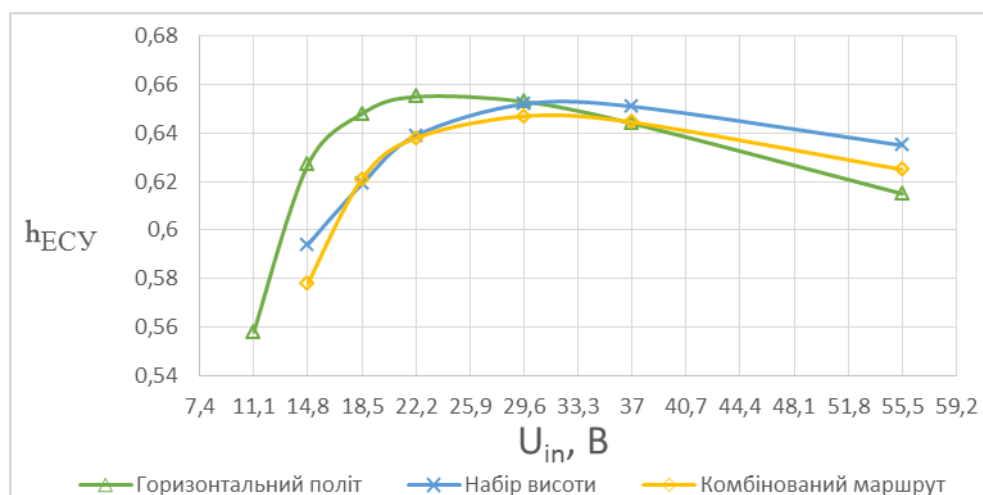


Рис. 4. Залежність ККД силової установки від напруги акумуляторної батареї U_{in}

Для горизонтального польоту максимальне ККД силової установки забезпечується при напрузі 22,2В. Для маршрутів, що потребують більшої потужності значення, максимальне ККД досягається при напрузі 29,6-33,3 В. При зменшенні напруги, тобто при зменшенні кількості послідовно з'єднаних акумуляторних елементів, ККД суттєво падає: на 12% відносно максимального ККД. При збільшенні напруги відносно оптимального ККД силової установки повільно зменшується. Менша, ніж наведена у графіках напруга не доступна, оскільки максимальна потужність обмежена допустимим струмом $I_{max} = 100$ А.

Висновки

1. Запропоновано алгоритм вибору параметрів електричної силової установки безпілотного літального апарату для заданого користувачем маршруту польоту, шляхом ітеративного перебору комбінацій параметрів електричної силової установки за критерієм мінімуму затрачуваної енергії.
2. Результати розрахунків за даним алгоритмом показали, що врахування маршруту польоту дозволяє обрати параметри електричної силової установки БПЛА, більш оптимальні з точки зору затрачуваної енергії, порівняно з вибором лише для одного основного режиму польоту: крейсерського польоту чи баражування. Рекомендовано враховувати протяжність кожного з режимів польоту чи їхні співвідношення, а не лише вимоги швидкопідйомності та ін.
3. Найкраще ККД електричної силової установки досягається при допустимому струмі двигуна і контролера $I_{max} \geq 30$ А, при меншому струмі ККД швидко зменшується.
4. Для конкретного маршруту польоту існує оптимальне значення вхідного струму силової установки U_{in} , при віддалені від цього значення ККД силової установки поступово зменшується.

Список використаної літератури

1. *Van Blyenburgh P.* UVS International [Електронний ресурс] / Peter van Blyenburgh // UAS : The Global Perspective. Yearbook 2008/2009. – 2009. Режим доступу до ресурсу: http://media.aero.und.edu/uasresearch.org/documents/150-155_Reference-Section_Graphs&Tables.pdf
2. Беспилотный самолет ZALA 421-16EM [Электронный ресурс] – Режим доступа к ресурсу: <http://zala.aero/zala-421-16em/>.

3. Беспилотный самолет ZALA 421-16E [Электронный ресурс] – Режим доступа к ресурсу: <http://zala.aero/zala-421-16e-2/>.
4. Беспилотный самолет ZALA 421-08M [Электронный ресурс] – Режим доступа к ресурсу: <http://zala.aero/zala-421-08/>.
5. Gur O. Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles /O. Gur, A. Rosen.// Journal of Aircraft Vol. 46. – 2009. – №4. – P. 23–30.
6. Іванченко Д. С. Методика вибору параметрів електросилової установки безпілотного літального апарату малого класу: дис. маг.: 8.05110101 / Іванченко Дмитро Сергійович – Київ, 2012. – 102 с.
7. Выбор маршрута и профиля полёта БПЛА [Электронный ресурс] – Режим доступа к ресурсу: https://vk.com/topic-74945182_31943223.
8. Юрьев Б. Н. Импульсная теория воздушных винтов / Б. Н. Юрьев. – Москва: Издание академии, 1948. – 114 с. – (Труды военно-воздушной инженерной ордена Ленина Краснознаменной академии имени профессора Н. Е. Жуковского).
9. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры (с Изменением N1). – Введ. 1982–07–01. – М.: Издательство стандартов, 2004.
10. Chen W. Design and Performance of Low Reynolds Number Airfoils for Solar-Powered Flight / W. Chen, L. Bernal. // AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. – 2008. – №46. – С. 1–18.
11. McArthur J. Aerodynamics of wings at low Reynolds numbers: дис. докт. техн. наук / McArthur John – Los Angeles, 2007. – 75 с.
12. Turner R. Design and Optimisation of a Propeller for a Micro Air Vehicle Using Computational Fluid Dynamics: дис. маг. / Turner Ryan – Canberra, 2010. – 89 с.
13. Lawrence D. A. Efficiency Analysis for Long-Duration Electric MAVs / D. A. Lawrence, K. Mohseni. // Infotech@Aerospace. – 2005. – С. 1–13.
14. Batteries For UAV [Электронный ресурс] – Режим доступа к ресурсу: <http://dronesarefun.com/BatteriesForUAV.html>.
15. Safety for LiPo Batteries [Электронный ресурс] – Режим доступа к ресурсу: <https://3dr.com/kb/battery-safety/>.
16. Байдаков В. Б. Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов / В. Б. Байдаков, А. С. Клунов. – Москва: Машиностроение, 1979. – 344 с.