

Павленко В.П.Український науково-дослідний інститут спеціальної техніки та судових експертиз
Служби безпеки України**Дроздюк В.А.**Український науково-дослідний інститут спеціальної техніки та судових експертиз
Служби безпеки України

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЖИВЛЕННЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ ПРИСТРОЇВ ДАЛЬНЬОГО РАДІУСА ДІЇ

Розглянуто сучасні підходи, що використовуються при побудові безпілотних літальних апаратів дальнього радіусу дії. Вказано методи, що використовуються для забезпечення стратосферного польоту у автономному режимі, а також вказано сфери застосування відповідного класу авіаційних систем у галузі аерозйомки та ретрансляції радіосигналу. Зазначено, що ключовою проблемою, яку необхідно вирішити, є організація системи живлення літального апарату. Це вимагає впровадження підсистем сонячних елементів і електричних акумуляторів, а також ефективного розподілу накопиченої енергії та автоматичного керування польотом, що залежить від конструкції літального апарату, умов польоту і поставлених завдань. Розглянута модель відповідної авіаційної системи, що базується на крилатому літальному апараті незмінної стрілоподібності і незмінної маси, що виконує горизонтальний політ. При подальшому розширенні базової моделі та формуванні математичного апарату визначались особливості виконання стандартних маневрів, а також зміна маси літального апарату, що включає у себе визначення підйімальної сили, аеродинамічного опору, тяги і моменту тангажу на основі показників загальної площі крил, довжини хорди аеродинамічного профілю, моменту тангажу, залежності густини повітря від швидкості польоту. Представлена методика ефективного розподілу накопиченої енергії на основі алгоритмів автоматичного керування польотом за допомогою математичного апарату, що надає можливість ефективно використовувати сонячну енергію для зарядки акумуляторів та подальшого живлення рушійної системи. Перехід між режимами розподілу енергії розраховується на основі усереднення функції потужності сонячного випромінювання у часі та визначення порогового значення потужності підсистеми живлення від системи сонячних елементів і попередньої оцінки ефективності розподілу електроенергії, що включає у себе врахування втрат системою акумуляторів. Для розрахунку потужності сонячних елементів, як цільової функції, використовувались поточні показники інтенсивності сонячного випромінювання та кута падіння променів на поверхню фотоелементів. Проведення розрахунків з використанням математичних моделей дозволяє перетворити задачу оптимізації системи розподілу накопиченої енергії та автоматичного керування польотом на задачу пошуку екстремуму цільової функції за допомогою чисельних методів. Цей підхід надає можливість здійснити оптимальний розподіл ресурсів та точно контролювати процеси в авіаційній системі.

Ключові слова: безпілотні авіаційні системи, стратосферний політ, автономне живлення, система фотоелементів, система акумуляторів, рушійна система, параметрична модель.

Постановка проблеми. На сьогоднішній день, організація авіаційних систем, що складаються з безпілотних літальних апаратів (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) дальнього радіусу дії з високим часом автономної роботи за умов польоту у стратосферному просторі (High-Altitude Long Endurance, HALE) вважається надзвичайно ефективним засобом для проведення аерозйомки (Aerial Survey, AS), у рамках розвідки та при виконанні картографічних робіт, а також ретрансляції радіосигналів (Signal Relay, SR) від базових станцій і масиву наземних ретрансляторів (рис. 1).

Дослідники зазначають, що UAV відповідного класу представляють альтернативу супутникового зв'язку та супутникової зйомки, що використовуються при вирішенні широкого спектру цивільних та військових завдань [1, 2]. Це пов'язано з тим, що зазначені авіаційні системи характеризуються меншими витратами на етапі виробництва і експлуатації, а також можливістю модифікацій після введення в експлуатацію та заміни складових компонентів. Це вказує на **високу актуальність** завдання розробки систем живлення HALE-UAV, а також забезпечення ефективного розподілу електроенергії та автоматич-

ного керування польотом у залежності від конструкції літального апарату за умов польоту у відповідності до поставленого завдання [1–8].

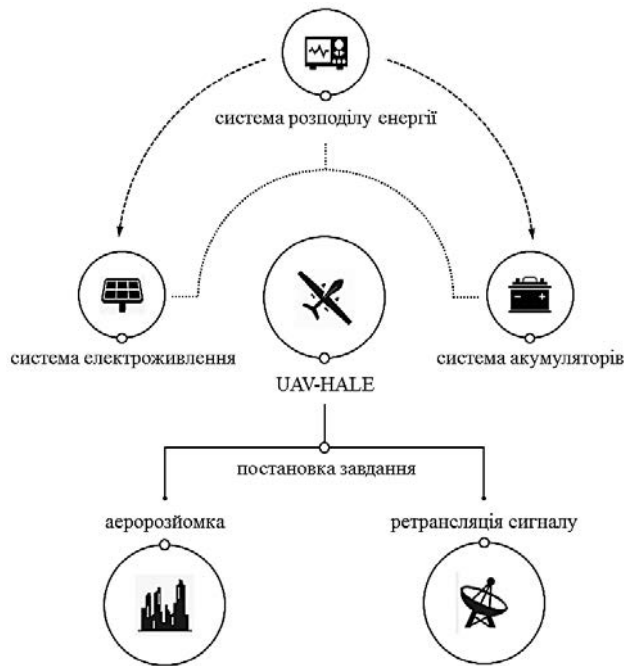


Рис. 1. Організація автономного польоту безпілотного літального пристрою дальнього радіусу дії з високим часом автономної роботи

Аналіз сучасних публікацій у профільних виданнях присвячених організації і експлуатації авіаційних систем [1–8], що складаються з безпілотних літальних апаратів класу HALE, зокрема NASA Helios [9, 10], ERAST [11] та Zephyr [12] вказує на актуальні підходи, які використовуються у зазначеній галузі і, таким чином, складають методологічну базу дослідження. При цьому зазначається, що основною задачею дослідження є організація системи живлення апарату на основі масиву сонячних елементів, що вкривають поверхню літального апарату та системи електричних акумуляторів, а також побудова алгоритму ефективного розподілу накопиченої електроенергії, у відповідності до особливостей стратосферного польоту в автономному режимі. При побудові вказаного алгоритму визначається конструкція літального апарату і проводиться розрахунок траєкторії польоту з застосуванням чисельних методів [13–21]. При цьому *невирішеною частиною загального дослідження* залишається відсутність цілісної методології організації системи аерозйомки та ретрансляції сигналу на основі HALE-UAV, що враховує повний набір факторів, які визначають режим роботи авіаційної системи.

Метою роботи, таким чином, стала розробка комплексної методики визначення аеродинаміч-

них характеристик літальних пристроїв і систем живлення, а також побудова і оцінка ефективності виконання програмних алгоритмів, які відповідають за розподіл електроенергії та контроль польоту авіаційних системи на базі HALE-UAV.

Виклад основного матеріалу

Розробка математичної моделі горизонтального польоту та маневрування безпілотного літального пристрою

Траєкторія руху літального апарату у вертикальній площині XY визначається через зміну положення по парі координат $\{dx / dt; dy / dt\}$, що надає можливість визначити вектор швидкості \vec{v} , і надалі по зміні швидкості у часі $\partial v / \partial t$ – прискорення \vec{a} . У свою чергу, у відповідності до залежності швидкості від часу $v(t)$ та густини повітря ρ_A , що залежить від висоти знаходження літального апарату визначається тиск вільного потоку (Free Stream Pressure, FSP) на нього Q_{FSP} :

$$Q_{FSP} = \frac{\rho_A(y) \cdot v^2}{2}. \tag{1}$$

На основі Q_{FSP} , коефіцієнту підйімальної сили (Lift Coefficients, LC), коефіцієнту аеродинамічного опору (Drag Coefficients, DC), як ϵ_L і ϵ_D , відповідно, а також загальної площі крил S_w розраховуються підймальна сила F_L і аеродинамічний опір F_D . Нарешті, за допомогою F_L , ϵ_L і ϵ_D визначається тяга (Thrust Force, TF) як F_T :

$$F_T = \frac{\epsilon_D}{\epsilon_L} \cdot F_L, \tag{2}$$

що разом з силою тяжіння $P = mg$, що діє на літальний апарат, повністю визначає рух літального апарату, як це показано на рис. 2.

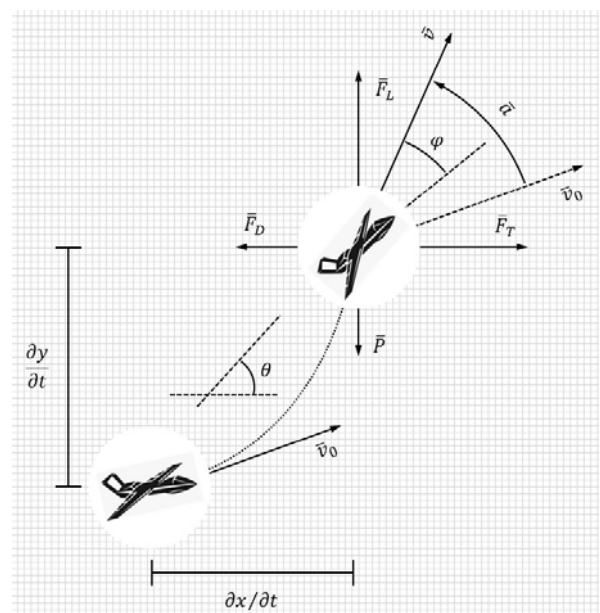


Рис. 2. Базова методика розрахунку аеродинамічних параметрів літального апарату

Аналогічним чином на основі загальної площі крил, функції тиску вільного потоку, коефіцієнту для моменту тангажу (Pitch Moment Coefficient, PMC) як ε_{PM} , довжини хорди l_{AF} аеродинамічного профілю (Airfoil, AF) може бути визначено момент тангажу:

$$M_p = Q_{FSP}(\rho_A, v) \cdot S_W \cdot \varepsilon_{PM} \cdot l_{AF}. \quad (2)$$

Траєкторія руху літального об'єкту у тривимірному просторі, таким чином, визначається через побудову системи диференціальних рівнянь для набору осей $\{OX; OY; OZ\}$, які визначають прискорення $a_{x,y,z} = \partial v_{x,y,z} / \partial t$ та частоту обертання як похідну по куту тангажу $\omega_{x,y,z} = \partial \theta_{x,y,z} / \partial t$ на основі значення кута атаки φ , а також F_D , F_T і F_L .

Організації системи живлення і розподілу електроенергії безпілотного літального апарату

Організація системи живлення і розподілу електроенергії безпілотного літального апарату класу «HALE» базується на визначенні обмежень у відповідності до поставленої задачі та зовнішніх умов у яких задача має бути виконана. Алгоритм розподілу електроенергії системи живлення полягає у визначенні режиму функціонування HALE-UAV, що має включати у себе процес зарядки системи акумуляторів та процес споживання електроенергії рушійною системою апарату, як це показано на рис. 3. З цією метою проводиться усереднення для фіксованого часового проміжку $t \in [t_{\downarrow}; t_{\uparrow}]$ та визначення порогового значення для потужності сонячного випромінювання як функції від часу $P_{Sol}(t)$, що надає можливість отримати значення $\bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f}$ і P_{Sol}^{TH} , відповідно:

$$P_{Sol}(t) \rightarrow \begin{cases} \bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} = \frac{\int_{t_i}^{t_f} P_{SR} dt}{t_{\uparrow} - t_{\downarrow}} \\ P_{Sol}^{TH} = \min_{t \in [t_{\downarrow}; t_{\uparrow}]} (P_{Sol}(t)) \end{cases} \quad (3)$$

Крім того пропонується ввести величину P_{BPL} , що надає можливість оцінити потенційні втрати у потужності електроенергії системи живлення, що пов'язані з низькою ефективністю функціонування системи акумуляторів (Battery Power Losses, BPL). Для визначення режиму роботи системи живлення поточне значення $P_{Sol}(t)$ порівнюється з сумою $(\bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} + P_{BPL})$:

$$\begin{cases} P_{Sol}(t) \geq \bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} + P_{BPL} \\ \bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} < P_{Sol}(t) < \bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} + P_{BPL} \\ P_{Sol}(t) < \bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} \end{cases} \quad (4)$$

Це надає можливість виділити три режими функціонування системи живлення безпілотного літального апарату класу HALE:

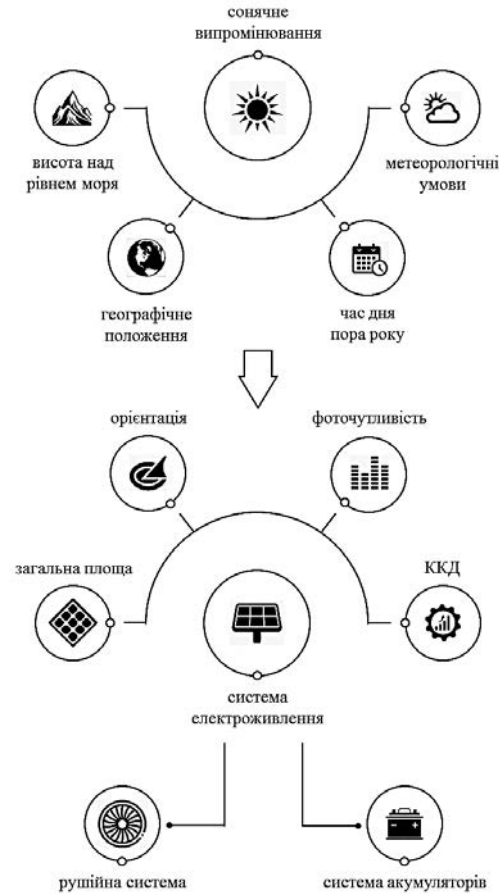


Рис. 3. Базова методика організації системи живлення і розподілу електроенергії HALE-UAV

1. Поточне значення потужності сонячного випромінювання, що лежить у діапазоні $P_{Sol}(t) \in [\bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} + P_{BPL}; \infty]$ відповідає введенню режиму зарядки акумуляторів та електроживлення рушійної системи від сонячних елементів.

2. Поточне значення потужності сонячного випромінювання, що лежить у діапазоні $P_{Sol}(t) \in [\bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH}; (\bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH} + P_{BPL})]$ відповідає введенню режиму електроживлення рушійної системи від сонячних елементів без зарядки акумуляторів.

3. Поточне значення потужності сонячного випромінювання, що лежить у діапазоні $P_{Sol}(t) \in [0; (\bar{P}_{Sol} |_{t_i}^{t_f} + P_{Sol}^{TH})]$ відповідає введенню режиму електроживлення рушійної системи від акумуляторів.

Функція $P_{Sol}(t)$ при цьому може прогнозуватись у відповідності до загальної площі безпілотного літального апарату, що вкрита сонячними елементами, кута падіння сонячних променів, спектру поглинання сонячних елементів, що залежить як від довжини хвилі, так і від кута падіння і ККД фотоелектричного перетворювача [22, 23]. Кут падіння і інтенсивністю сонячного випромінювання, у свою чергу визначається через гео-

графічне положення безпілотного літального апарату і висоту над рівнем моря, час дня і пору року, а також метеорологічні умови, що можуть бути оцінені для відповідного регіону. Математичне моделювання $P_{sol}(t)$, таким чином, надає можливість звести задачу оцінки оптимальних параметрів конструкції, системи електроживлення, системи акумуляторів і рушійної системи HALE-UAV до задачі пошуку глобальних екстремумів цільових функцій, що відповідають ефективності функціонування безпілотного літального апарату.

Висновки. В результаті проведеного дослідження було розроблено комплексну методику

визначення аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарату класу «HALE», що включає у себе визначення режимів функціонування системи живлення і розподілу електроенергії. При цьому у рамках дослідження було представлено:

- схему організації автономного польоту безпілотного літального пристрою дальнього радіусу дії з високим часом автономної роботи;
- методику розрахунку аеродинамічних параметрів безпілотного літального апарату;
- методику організації системи живлення і розподілу електроенергії HALE-UAV.

Список літератури:

1. Tarihi M., Mahdinejad Noori M., Madani M. Improving the performance of Hale UAV Communication Link through Mimo Cooperative Relay Strategy. *Wireless Personal Communications*. 2020. Vol. 113, No. 2. P. 1051–1071. DOI: 10.1007/s11277-020-07267-5.
2. Skarka W., Jałowiecki A. Automation of a thin-layer load-bearing structure design on the example of high altitude long endurance unmanned aerial vehicle (Hale UAV). *Applied Sciences*. 2021. Vol. 11, No. 6. P. 2645. DOI: 10.3390/app11062645.
3. Chaurasia R., Mohindru V. Unmanned Aerial Vehicle (UAV): A comprehensive survey. *Unmanned Aerial Vehicles for Internet of Things (IoT): Concepts, Techniques, and Applications* / eds.: V. Mohindru, Ya. Singh, R. Bhatt, A. K. Gupta. Beverly : Scrivener Publishing LLC, 2021. P. 1–27. DOI: 10.1002/9781119769170.ch1.
4. Mink R. Implementation and Evaluation of Unmanned Aerial Vehicles and Sensor Systems in Weed Research. Göttingen : Cuvillier Verlag, 2020.
5. Lagüela S., Díaz-Vilariño L., Roca D., Lorenzo H. Aerial thermography from low-cost UAV for the generation of thermographic digital terrain models. *Opto-Electronics Review*. 2015. Vol. 23, No. 1. P. 111-121. DOI: 10.1515/oere-2015-0006.
6. Zhang H., Song L., Han Z. Unmanned Aerial Vehicle Applications over Cellular Networks for 5G and Beyond. Cham : Springer International Publishing, 2020.
7. Mohiuddin A., Tarek T., Zweiri Y., Gan D. A survey of single and Multi-UAV aerial manipulation. *Unmanned Systems*. 2020. Vol. 08, No. 02. P. 119–147. DOI: 10.1142/s2301385020500089.
8. Militaru G., Popescu D., Ichim L. UAV to Satellite Communication Systems. *2019 IEEE Radio and Antenna Days of the Indian Ocean (RADIO)*, 23-26 September 2019. France, Reunion : IEEE, 2019. DOI: 10.23919/radio46463.2019.8968861.
9. Furfaro R., Ganapol B. D., Johnson L. F., Herwitz S. Model-based neural network algorithm for coffee ripeness prediction using Helios UAV aerial images. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*. 2005. Vol. 5976. DOI: 10.1117/12.627420.
10. Dunbar B. Helios: Helios Prototype. *NASA: Dryden Flight Research Center*. URL: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/news/ResearchUpdate/Helios> (Last accessed: 20.08.2023).
11. Yel E., Lin T. X., Bezzo N. Reachability-based self-triggered scheduling and replanning of UAV operations. *2017 NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Systems (AHS)*, 24-27 July 2017. USA, Pasadena CA : IEEE, 2017. DOI: 10.1109/ahs.2017.8046382.
12. Swan T. G. Zephyr breaks own record for longest unmanned flight. *BBC News*. URL: <https://www.bbc.com/news/technology-62123819> (Last accessed: 20.08.2023).
13. Flight strategy optimization for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft based on Gauss pseudo-spectral method / Wang S. et al. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2019. Vol. 32, No. 10. P. 2286-2298. DOI: 10.1016/j.cja.2019.07.022.
14. Colas D., Roberts N. H., Suryakumar, V. S. Hale Multidisciplinary Design Optimization Part II: Solar-powered flying-wing aircraft. *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, June 25-29, 2018. Georgia, Atlanta, 2018. DOI: 10.2514/6.2018-3029.
15. Conceptual Design and Sizing of a Wing-Tip Extension Mechanism for HALE UAV / Joshi T. et al. *2019 International Conference on Nascent Technologies in Engineering (ICNTE)*, 04-05 January 2019. India, Navi Mumbai : IEEE, 2019. DOI: 10.1109/icnte44896.2019.8945964.

16. A fault tolerant control approach for the solar-powered Hale UAV / Wang P. et al. *2019 International Conference on Control, Automation and Diagnosis (ICCAD)*, 02-04 July 2019. France, Grenoble : IEEE, 2019. DOI: 10.1109/iccad46983.2019.9037939.
17. Xu B., Wang Y., Liu L. Multi-Stage Boost Aircraft Trajectory Optimization Strategy Based on HP Adaptive Gauss Pseudo Spectral Method. *2018 10th International Conference on Modelling, Identification and Control (ICMIC)*, 02-04 July 2018. China, Guiyang : IEEE, 2018. DOI: 10.1109/icmic.2018.8529869.
18. Klesh A. T., Kabamba P. T. Solar-powered aircraft: energy-optimal path planning and perpetual endurance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2009. Vol. 32, No. 4. P. 1320-1329.
19. Hwang S., Kim S., Lee Y. Developing high altitude long endurance (HALE) solar-powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *Journal of Aerospace System Engineering*. 2016. Vol. 10, No. 1. P. 59–65. DOI: 10.20910/jase.2016.10.1.59.
20. Hwang H., Cha J., Ahn J. Solar UAV design framework for a HALE flight. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2019. Vol. 91, No. 7. P. 927-937. DOI: 10.1108/aeat-03-2017-0093.
21. Liu X. D., Li S. L., Tang Y. Fuel System Configuration and Restructuring of MALE and HALE UAV. *Applied Mechanics and Materials*. 2015. Vol. 779. P. 268-276. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.779.268.
22. Anikin P. S., Beliak Ie. V. Development of multispectral recording media for multilayer photoluminescent information recording. *Electronics and Information Technologies*. 2019. Vol. 12.
23. Kryuchyn A. A., Beliak Ie. V. Development of nanostructured luminophor coating for broadening of solar cell absorption spectrum. *Proc. SPIE: Next Generation Technologies for Solar Energy Conversion*. 2014. Vol. 9178.

Pavlenko V.P., Drozdyuk V.A. MATHEMATICAL MODELING OF LONG-ENDURANCE UNMANNED AERIAL VEHICLES POWER SUPPLY

This paper considers modern approaches used in the design of long-endurance unmanned aerial vehicles (UAVs). The methods employed for enabling stratospheric autonomous flights are discussed, along with their applications in aerial reconnaissance and radio signal relay. The key challenge to address is the organization of the UAV's power supply system, which requires the implementation of solar elements and electric accumulators, as well as efficient energy distribution and automatic flight control dependent on the UAV's design, flight conditions, and mission objectives. A model of the corresponding aviation system is presented, based on a constant aspect ratio and constant mass winged UAV performing horizontal flight. Further enhancements to the base model are explored, along with the development of a mathematical apparatus to determine the execution of standard maneuvers and changes in the UAV's mass, incorporating lift force, aerodynamic resistance, thrust, and pitch moment based on the wing's area, chord length of the aerodynamic profile, pitch moment, and air density as functions of flight speed. An effective energy distribution methodology is proposed, utilizing automatic flight control algorithms through the mathematical apparatus to efficiently utilize solar energy for charging accumulators and powering the propulsion system. The transition between energy distribution modes is calculated based on the time-averaged solar radiation function and threshold power values for the power supply subsystem, taking into account accumulator system losses. For calculating the power of solar elements as the target function, current indicators of solar radiation intensity and the angle of incidence of rays on the photovoltaic surface are employed. Utilizing mathematical models facilitates transforming the problem of optimizing the energy distribution system and automatic flight control into an extremum search problem of the target function through numerical methods. This approach allows for optimal resource allocation and precise control of processes in the aviation system.

Key words: *unmanned aerial vehicles, stratospheric flight, autonomous power supply, photovoltaic system, accumulator system, propulsion system, parametric model.*