УДК 629.7.

Русаков Р. Л.[1], *бакалавр*, **Лук'янов П. В.** [1], *к.ф.-м.н.*, *с.н.с.*

ПРОЄКТУВАННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З ГІБРИДНО-ЕЛЕКТРИЧНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ

У сучасному авіабудуванні, зокрема у безпілотних системах, використання двигунів із електричним живленням є актуальним питанням сьогодення. Електричні двигуни, у порівнянні із двигунами внутрішнього згорання, мають наступні переваги: низький рівень шуму, відсутність шкідливих викидів у атмосферу, є безпечнішими й більш гнучкими у проєктуванні та застосуванні [1].

Важливим напрямком досліджень літальних апаратів із електричним двигуном є системи із вертикальним злетом та приземленням (ВЗП, або англ. *VTOL – Vertical Take-Off and Landing*), які, як вважається, будуть грати важливу роль не тільки у розвідувальних системах, а й навіть у міських перевезеннях у майбутньому [2].

Однак, на даний момент, застосування літальних апаратів із суто електричним живленням обмежується вагою та питомою ємністю акумуляторів – скільки енергії ми можемо отримати із 1 кг акумуляторного елемента у порівняні із 1 кг авіаційного палива. Поки що, перевагу має саме авіаційне паливо, тому вищезазначені літальні апарати мають нижчі показники по тривалості та дальності польоту, відносно до літальних апаратів, де основним джерелом енергії виступає саме пальне.

[1]«*КПІ імені Ігоря Сікорського*»

У зв’язку із цим, у системах із вертикальним злетом та приземленням доцільно використовувати саме гібридні силові установки, де джерелом енергії буде виступати як високоенергетичне пальне для тривалого магістрального польоту, так і утворений електричний струм, що дозволить використовувати гнучкі та високоефективні електричні двигуни для короткотривалого злету та приземлення, що значно підвищить ефективність й знизить вартість виробництва кінцевого продукту [3].

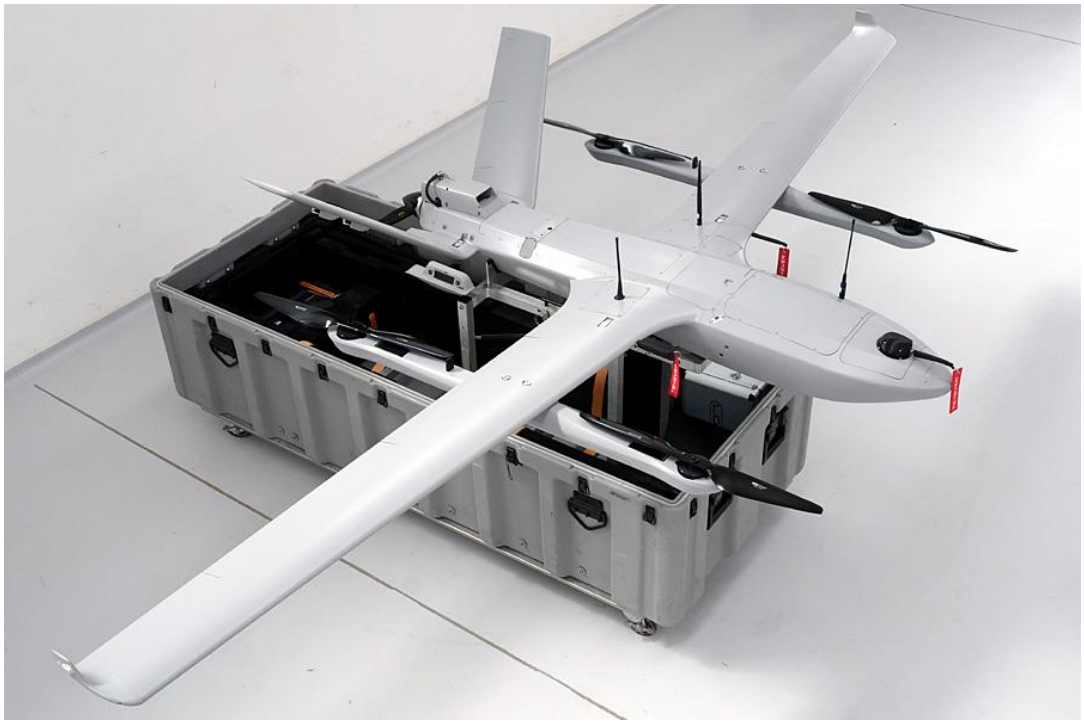

Рис. 1. Розвідувальний літак *Tekever AR*3 *VTOL*

Під час проєктування безпілотного літального апарату (БпЛА) із системою ВЗП, важливо виконати аналіз наступних характеристик: максимальна злітна маса та витрати палива із різними силовими установками та конфігураціями двигунів, які відповідають поставленим завданням. На підставі даного аналізу необхідно вибрати оптимальне рішення для забезпечення найкращих льотно-технічних характеристик [4].

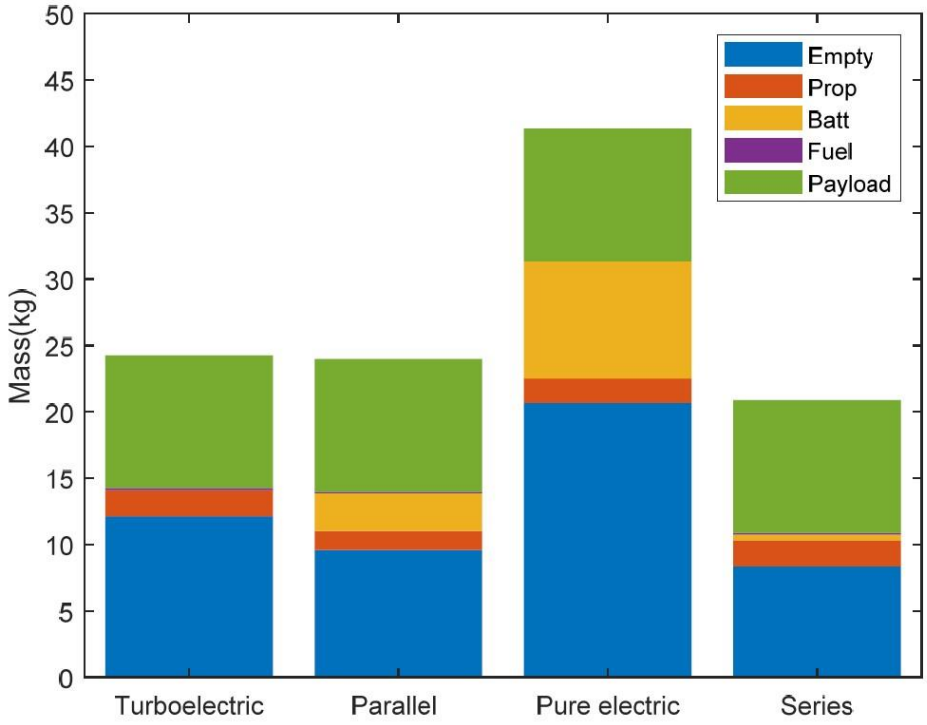

Рис. 2. Порівняння максимальної злітної маси літака із іншими його елементами і разі різних систем живлення [1]

У даній роботі планується проєктування розвідувального безпілотного літального апарату класу I (до 150 кг, по стандарту НАТО *STANAG* 4670 (*ATP* 3.3.7.)) із можливістю вертикального злету та гібридно-електричною силовою установкою. Даний апарат повинен мати високу мобільність, можливість вертикального злету, високу динамічність польоту та компактність. Для літака такого класу планується використати новітню гібридну силову установку *SP*-180 *SRE hybrid* від *Sky Power GmbH* (Німеччина).

SP-180 *SRE hybrid* має роторно-поршневий двигун із наступними характеристиками:

Об’єм: 180 см³;

Потужність: 29,9 кс (22 кВт) за 6000 об/хв;

Швидкість: 1500…10000 об/хв;

Вага: без генератора – 6,8 кг, з генератором – 9,5 кг;

Крутний момент: 36,8 Н/м за 5500 об/хв;

Рис. 3. *SP*-180 *SRE hybrid*

Роторно-поршневі двигуни компактніші, аніж звичайні поршневі двигуни, мають низький рівень вібрації, кращі динамічні характеристики та крутний момент, який так необхідний не тільки для обертання головного повітряного гвинта, а й для генератора. Дана гібридна силова установка може генерувати електричний струм силою 350 А за напруги 48 В, що з втратами на перетворення виходить близько 15 кВт електричної потужності. На одному із кінців привідного валу двигуна розташовані потужні постійні магніти, що дало змогу компактного розташування генератора та отримувати крутний момент безпосередньо від двигуна, без необхідності використовувати пасову або іншу передачу, отримавши функціональну систему «прямого приводу».

Однією із переваг є робота генератора не тільки в основному режимі (для генерування електроенергії), а й у режимі стартера двигуна. Ще однією особливістю є можливість запуску генератора у режимі електромотора, що

дозволить на короткий час об'єднати потужності генератора та основного двигуна, збільшивши загальну потужність приводу до 35 кВт за рахунок використання енергії із вбудованого акумулятора та іоністора (суперконденсатора) [5], що може бути корисним на старті, або виконанні певного маневру. Також дана особливість може бути використана як запобіжник у разі надзвичайних та аварійних ситуацій, що дасть можливість безпечно посадити літальний апарат, навіть якщо за певних причин основний двигун вийшов із ладу.

Список використаних джерел

1. Evaluation and Comparison of Hybrid Wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion Systems. / J. Zong, B. Zhu, Z. Hou. // MDPI Aerospace. – 2021. – С. 1–14.
2. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. / Ye XIE, SAVVARISAL, Tsourdos ANTONIOS, Zhang DAN, Gu JASON. // Chinese Journal of Aeronautics (CJA), Elsevier. – 2020. – С. 1-19.
3. A survey of hybrid Unmanned Aerial Vehicles. / Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Chenxiao Cai, Guowei Cai. // Progress in Aerospace Sciences, Elsevier. – 2018. – С. 1-15.
4. Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems. / David Sziroczak, Istvan Jankovics, Istvan Gal, Daniel Rohacs // Energy, Elsevier – 2020 – С. 1-18.
5. Fit for purpose (Wankel Rotary Engines by Sky Power / 3W). / Rory Jackson // Unmanned Systems Technology. – 2019 – С. 1–7.