

УДК 629.7.

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771462023302681>Р. Л. Адлер.¹, бакалавр, П. В. Лук'янов², к.ф.-м.н., с.н.с.

АНАЛІЗ ПЕРСПЕКТИВ ЗАСТОСУВАННЯ ГІБРИДНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК У ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТАХ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПРИЗЕМЛЕННЯ

Ua Проводиться порівняльний аналіз основних гібридних конфігурацій, які можуть застосовуватись в авіаційній сфері, а саме: послідовної, паралельної та комбінованої. Розглядаються їхні особливості з точки зору енергетичної, механічної та електричної складової, зроблені висновки щодо загальної складності системи, зручності розподілу енергії та втрат при різних енергетичних перетвореннях. Порівняльний аналіз питомої енергетичної щільності електричних акумуляторних батарей відносно високоенергетичного пального, додатково дає уявлення про доцільність використання гібридних силових систем у літальних апаратах вертикального зльоту та приземлення.

En This paper presents a comparative analysis of the main hybrid configurations that can be used in the aviation sector, namely, series, parallel and combined. Their features are considered in terms of energy, mechanical and electrical components, and conclusions are drawn regarding the overall complexity of the system, the convenience of energy distribution and losses during various energy transformations. A comparative analysis of the specific energy density of electric batteries relative to high-energy fuel is also carried out, which gives an idea of the feasibility of using hybrid power systems in in vertical takeoff and landing aircraft.

Вступ

У сучасному авіабудуванні, зокрема у безпілотних системах, використання двигунів із електричним живленням набуває все ширшого застосування. Електродвигуни, у порівнянні із двигунами внутрішнього згоряння, мають суттєві переваги: високий ККД та питому потужність, знижений рівень шуму та теплового сліду, відсутність шкідливих викидів та забруднень атмосфери, безпечніші, нижча вартість експлуатації та обслуговування [1].

Важливим напрямком досліджень літальних апаратів з електричним двигуном є системи вертикального зльоту та приземлення (ВЗП) [2], які за своїм призначенням багатofункціональні та можуть застосовуватись навіть у міських перевезеннях [3]. Сьогодні застосування літальних апаратів із суто електричним живленням обмежується вагою та питомою ємністю

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

аккумуляторів. Поки що перевагу має саме авіаційне паливо [4], тому літальні апарати ВЗП мають значно нижчі показники із тривалості та дальності польоту у порівнянні з літальними апаратами, основним джерелом енергії якого виступає авіаційне паливо. У зв'язку з цим, у системах з вертикальним зльотом та приземленням доцільно використовувати гібридні силові установки, які у якості джерела енергії використовують як високоенергетичне паливо для тривалого магістрального польоту, так і електричний струм. Це дозволяє застосовувати універсальні та високоефективні електричні двигуни для короткотривалого вертикального зльоту та приземлення, що значно підвищує ефективність та знижує вартість виробництва кінцевого продукту [5].

Постановка задачі

Метою даної роботи є порівняльний аналіз основних конфігурацій гібридних силових систем, які знайшли застосування в авіаційній сфері, характеристик та особливостей гібридного роторно-поршневого двигуна об'ємом 180 см³ для різних типів електричних аккумуляторних батарей, їхньої питомої енергетичної ємності відносно високоенергетичного пального.

Порівняльний аналіз основних типів гібридних конфігурацій

Послідовна гібридна конфігурація

У послідовній гібридній конфігурації, повітряний гвинт приводиться в рух безпосередньо за допомогою електродвигуна, який живиться від електроенергії, що створюється генератором, який приводиться в рух двигуном внутрішнього згорання (ДВЗ) [6] (рис. 1). Генерованою електроенергією можна безпосередньо живити електричний двигун, або акумулювати її в електричній батареї завдяки процесу заряджання, також дана батарея може виступати певним буфером у випадку перепаду напруги, потужності тощо. Дану гібридну конфігурацію зручно застосовувати у системі розподіленої електричної силової установки (*DEP - distributed electric propulsion*), де в літальному апараті може бути декілька повітряних гвинтів, які у свою чергу приводяться в роботу за допомогою електродвигунів [7]. Саме з цієї причини, дана гібридна конфігурація доволі широко використовується в альтернативних системах приводу для мультироторних або великогабаритних літаках, де є декілька електричних двигунів.



Рис. 1. Схема послідовної гібридної конфігурації

Перевага даної гібридної конфігурації полягає в тому, що двигун внутрішнього згоряння повністю механічно відокремлений від повітряного гвинта, і його вихідна потужність не залежить від потреби потужності приводу, тобто двигун внутрішнього згоряння може працювати в оптимальних для нього умовах під час різних режимів польоту, а коливання у надлишках, що виникають, або недостачі потужності будуть компенсуватись за допомогою буферної акумуляторної батареї, де надлишок потужності буде перетворюватись у її заряджання, а недостача у розряджання. Таким чином, забезпечується доволі висока паливна ефективність двигуна, а його робочий ресурс може бути подовжений. Крім того, це розширює можливості у проектуванні, так як механічна відокремленість ДВЗ від повітряного гвинта у послідовній гібридній конфігурації дає можливість його оптимального розташування у літальному апараті, тому що енергію до компактного електродвигуна, який механічно з'єднаний із повітряним гвинтом, можна передавати за допомогою гнучких електрокабелів [8].

Однак, послідовна гібридна конфігурація має свої недоліки. Серед них є доволі низька ефективність системи, оскільки під час перетворень енергії в численних системах, відбуваються значні втрати потужності, що суттєво знижує кінцевий ККД. Дана гібридна конфігурація складається з трьох головних компонентів: двигуна внутрішнього згоряння, генератора та електродвигуна, які з'єднані між собою послідовно. Отже, всі вони повинні бути певного розміру та ваги, щоб забезпечити потребу в максимальній потужності, тобто в даному випадку неможливо об'єднати потужності електродвигуна та двигуна внутрішнього згоряння у випадку пікових навантажень, що у свою чергу вимагає збільшення ваги кожного компо-

нента та вартості загальної системи для задоволення вихідних потреб у потужності [9].

Паралельна гібридна конфігурація

У випадку паралельної гібридної конфігурації, двигун внутрішнього згоряння та електричний двигун разом механічно з'єднанні з повітряним гвинтом через механічну передачу (трансмісію), тому вони можуть окремо, або одночасно сприяти передачі крутного моменту, що дасть змогу об'єднати їхні потужності та зменшити масу кожного компонента та загальної системи вцілому [10]. Крім того, в паралельній конфігурації, ДВЗ може одночасно приводити в рух і повітряний гвинт, і електричний генератор, заряджаючи тим самим батарейний блок. Ще одною перевагою паралельної конфігурації є те, що для неї потрібно лише два привідних пристрої – двигун внутрішнього згоряння і електродвигун, який може виконувати функцію генератора, що також зменшує загальну вагу [11]. Також в даній конфігурації більший ККД, ніж у послідовній гібридній системі, адже в даному випадку ДВЗ механічно під'єднаний до повітряного гвинта та може передавати момент без необхідності зайвого механічно-електричного перетворення енергії.

Паралельна гібридна конфігурація додатково класифікується залежно від положення електричного двигуна/генератора в приводі [12], де для літаків найбільш популярні дві архітектури – це двовальна і одновальна [13]. Якщо двигун внутрішнього згоряння та електричний двигун/генератор передають крутний момент через два незалежні один від одного вали, то швидкість обертання валу ДВЗ та електричного двигуна/генератора може відрізнятися від швидкості обертання повітряного гвинта та одне від одного. Так само, якщо в даному випадку застосовується варіаторна трансмісія, то швидкість двох пристроїв приводу може бути відокремлена від швидкості гвинта. Дану архітектуру називають двовальною паралельною конфігурацією (рис. 2).

Якщо двигун внутрішнього згоряння механічно з'єднаний тільки з електричним двигуном/генератором, який у свою чергу з'єднаний з повітряним гвинтом, то дану архітектуру називають одновальною, оскільки дана передача має лише один вхідний вал (рис. 3). Зазвичай електричний двигун/генератор безпосередньо з'єднаний із повітряним гвинтом, тоді як двигун внутрішнього згоряння передає крутний момент електричному двигуну/генератору через певну трансмісію. У даній архітектурі швидкість електричного двигуна/генератора завжди жорстко пов'язана зі швидкістю обертання повітряного гвинта. Одновальна гібридна конфігурація має нижчу механічну складність, ніж двовальна, що позитивно впливає на збереження маси та підвищує загальну надійність та безпеку системи [13].

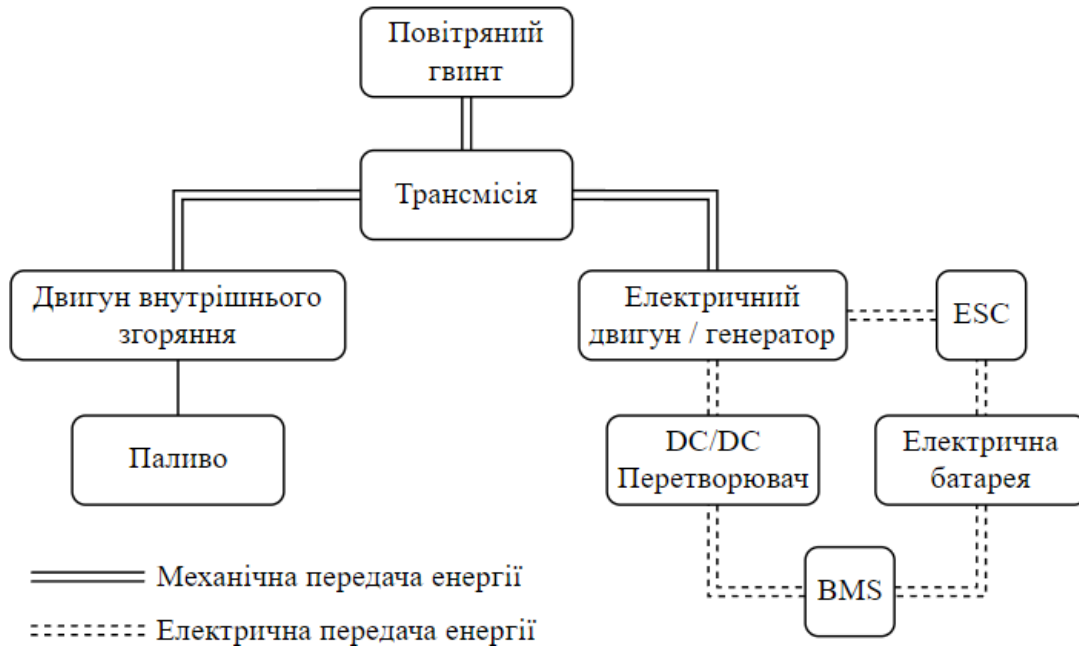


Рис. 2. Схема двовальної паралельної гібридної конфігурації

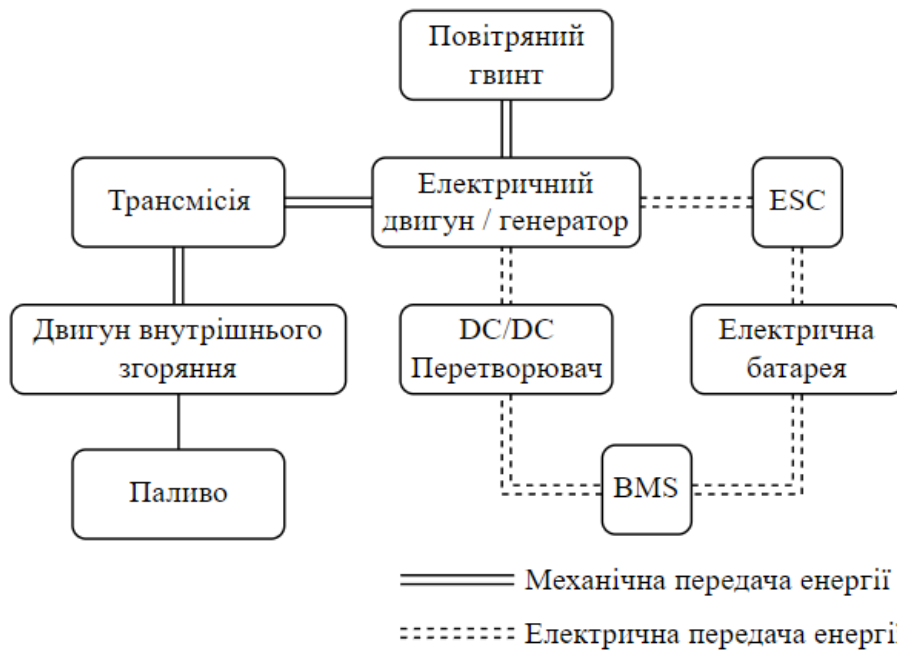


Рис. 3. Схема одновальної паралельної гібридної конфігурації

Комбінована (послідовно-паралельна) гібридна конфігурація

Конфігурація комбінованого типу (послідовно-паралельна), також відома як конфігурація розподілу потужності, є поєднанням вищезазначених архітектур [6]. У даному випадку двигун внутрішнього згоряння, генератор, електродвигун та повітряний гвинт з'єднані між собою через трансмісію, що зазвичай містять планетарну передачу (рис. 4). Дана гібридна конфігурація робить не тільки розподіл потужності більш гнучкішим, але

також дозволяє двигуну внутрішнього згоряння та електродвигуну працювати в їхніх найефективніших режимах. Комбінована система є найбільш передовою серед гібридних конфігурацій, але разом із тим вона вимагає складнішого механізму трансмісії та стратегії розподілу потужності.

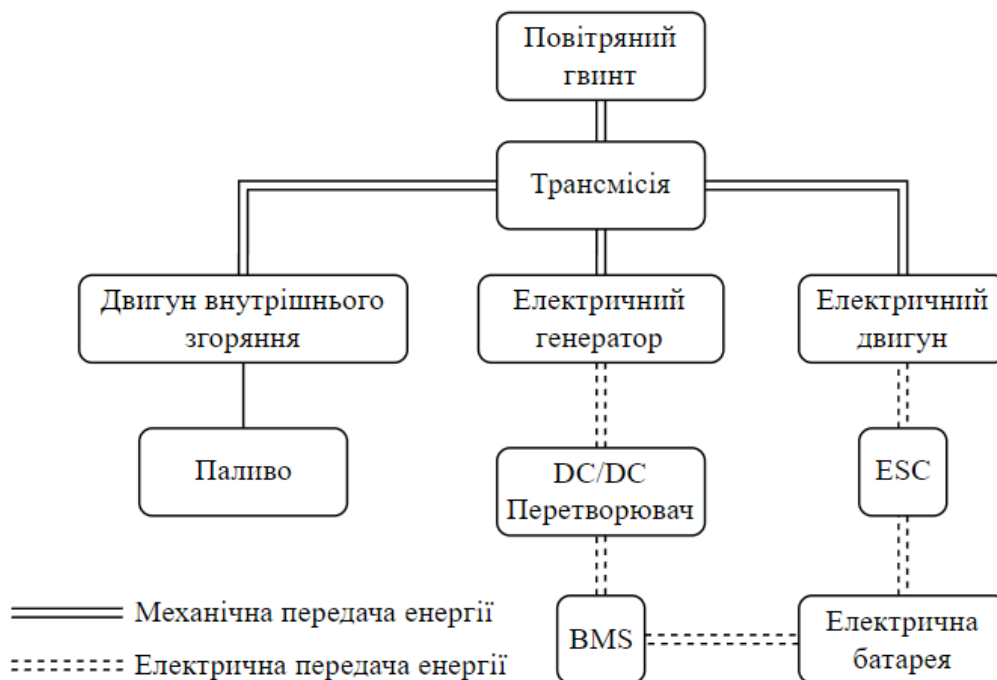


Рис. 4. Схема комбінованої гібридної конфігурації

Окрім класифікації гібридних систем за типом приводу, їх також можна поділити за стратегією використання електричної батареї: стратегія підтримки та стратегія виснаження [6].

Стратегія підтримки націлена на підтримання електричного заряду акумуляторної батареї на певному рівні заряду за допомогою заряджання від генератора. Це дає змогу бути впевненим, що літальний апарат завжди буде мати певний запас електричної енергії на випадок непередбачуваних обставин.

Стратегія виснаження розрахована на те, що початкового заряду електричної батареї буде достатньо для виконання усієї польотної місії та витрачання додаткової енергії для її заряджання не буде потрібне. Це у свою чергу вимагає застосування більшої за масою батареї [14], щоб задовільнити потребу в електричній потужності упродовж усього польоту.

Огляд характеристик та особливостей гібридного роторно-поршневого двигуна об'ємом 180 см³

Особливу увагу потрібно звернути на сучасні роторно-поршневі двигуни, адже вони мають більшу питому потужність та компактніші, ніж звичайні поршневі двигуни, мають низький рівень вібрації, кращі динамічні характеристики та крутний момент, який необхідний не тільки для обер-

тання головного повітряного гвинта, а й для генератора, який може генерувати електричний струм.

Так, у новітній гібридній силовій установці *SP-180 SRE hybrid* від *Sky Power GmbH* (Німеччина) використовується роторно-поршневий двигун потужністю 22 кВт та електричний генератор потужністю 15 кВт. На одному із кінців привідного валу двигуна розташовані потужні постійні магніти, що дає змогу компактно розташувати генератор та отримувати крутний момент безпосередньо від двигуна, без необхідності використовувати пасову або іншу передачу, отримавши функціональну систему «прямого приводу», тим самим збільшивши загальний ККД системи.

Гібридний двигун *SP-180 SRE hybrid* (рис. 5) має наступні характеристики [15]:

- Об'єм: 180 см³;
- Потужність ДВЗ: 29,9 кс (22 кВт) за 6000 об/хв;
- Швидкість: 1000...6000 об/хв;
- Вага: без генератора – 6,8 кг, із генератором – 9,5 кг;
- Потужність генератора: 15 кВт;
- Крутний момент: 36,8 Н/м за 5500 об/хв;
- Витрата пального: 260 г/кВт/год за 6000 об/хв та максимальному навантаженні.



Рис. 5. Гібридний роторно-поршневий двигун *SP-180 SRE hybrid*

Однією із переваг даної гібридної установки є робота генератора не тільки в основному режимі (для генерування електроенергії), а й у режимі

стартера двигуна. Ще однією з особливостей є можливість запуску генератора у режимі електродвигуна, що дозволить на короткий час об'єднати потужності генератора та основного двигуна, збільшивши загальну потужність приводу до 35 кВт за рахунок використання енергії з вбудованого іоністора (супер-конденсатора), або зовнішньої батареї [18], що може бути корисним на старті, або під час виконання певного маневру. Також дана особливість може бути використана як запобіжник у разі надзвичайних та аварійних ситуаціях, що дасть можливість безпечно посадити літальний апарат, навіть якщо з певних причин основний двигун вийшов із ладу.

Порівняльний аналіз різних типів електричних батарей та їхньої питомої енергетичної ємності відносно високоенергетичного пального

Невід'ємною частиною літального апарату із гібридною силовою установкою є акумуляторні електричні батареї, з яких найрозповсюдженіші наступні [16]:

Таблиця 1.

Порівняння різних типів електричних батарей

Тип хімії	Напруга елемента	Енергетична щільність	Особливості
Нікель-кадмієві (<i>NiCd</i>)	1,2 В	40 - 65 Вт·год/кг (0,14 - 0,22 МДж/кг)	Відомі своїм «ефектом пам'яті», мають високий рівень саморозряду, екологічні проблеми пов'язані з кадмієм
Нікель-метал-гідридні (<i>NiMH</i>)	1,2 В	60 - 120 Вт·год/кг (0,21 - 0,43 МДж/кг)	Вища ємність порівняно з <i>NiCd</i> , менший «ефект пам'яті», екологічно безпечніші
Літій-іонні (<i>Li-ion</i>)	3,6 – 3,7 В	150 - 250 Вт·год/кг (0,54 - 0,9 МДж/кг)	Висока енергетична щільність, низький рівень саморозряду, та швидке заряджання
Літій-полімерні (<i>LiPo</i>)	3,6 – 3,7 В	100 - 265 Вт·год/кг (0,36 – 0,95 МДж/кг)	Можуть мати більш тонкий і гнучкіший дизайн, різні форми
Літій-залізо-фосфатні (<i>LiFePO4</i>)	3,2 В	90 - 160 Вт·год/кг (0,32 – 0,58 МДж/кг)	Більш безпечніші порівняно з іншими типами літій-іонних батарей, довгий термін служби

Авіаційний бензин у свою чергу має енергетичну цінність 43 - 46 МДж/кг [17], так якщо порівняти даний параметр із літій-іонними акумуляторами, які мають енергетичну щільність 0,54 – 0,9 МДж/кг, то різниця буде у 48 ... 85 разів, що є дуже суттєво, навіть, якщо врахувати доволі низький ККД двигунів внутрішнього згоряння, у порівнянні з електричними двигунами, які працюють доволі енергоефективно. На це потрібно звертати особливу увагу, насамперед у літакобудуванні, де вага є доволі критичним параметром.

Таблиця 2.

Порівняння різних типів високоенергетичного пального

Тип пального	Енергетична щільність	Особливості
Авіаційний бензин	43 – 46 МДж/кг	Використовується переважно для поршневих двигунів літаків. Відрізняється високою антидетонаційною стійкістю. Зазвичай має світло-синій колір для легкої ідентифікації
Реактивне пальне	42 – 46 МДж/кг	Найпоширеніше пальне, яке застосовується для комерційної авіації, зокрема <i>Jet A</i> та <i>Jet A-1</i> , або <i>Jet B</i> для низьких температур
Біопаливо	33 – 44 МДж/кг	Виготовляється із органічних матеріалів. Може використовуватися як альтернатива традиційному пальному або у суміші з ним, задля зниження шкідливих викидів та зменшення залежності від нафти
Водень	120 МДж/кг (однак слід врахувати, що об'ємна енергетична щільність водню низька)	У деяких дослідницьких та експериментальних програмах розглядається як альтернативне пальне для літаків, оскільки при спалюванні виділяється лише вода. Має високий потенціал як екологічно чисте пальне

Не дивлячись на те, що на сьогоднішній день, авіаційне пальне має значно вищу енергетичну цінність порівняно із енергетичною щільністю електричних батарей, переваги електричних систем, такі як компактність, розширення можливостей проектування, розташування та зручність керування електричними двигунами, зменшення шкідливих викидів та потенціал для використання відновлюваної енергії, роблять їх привабливими для майбутнього авіації, а використання гібридних силових систем дасть змогу

об'єднати вищенаведені особливості та отримати доволі універсальне рішення.

Висновки

1. За результатами проведеного аналізу основних типів гібридних конфігурацій, які сьогодні застосовуються в авіаційній галузі, виявлено наступні особливості:
 - Послідовна гібридна конфігурація характеризується доволі високою гнучкістю системи, та можливістю зручно використовувати систему розподіленої електричної силової установки. Недоліком є доволі низький ККД через численні енергетичні перетворення та неможливість об'єднання потужностей ДВЗ та електродвигуна.
 - Для паралельної гібридної конфігурації перевагою є можливість ДВЗ через механічну трансмісію приводити в рух повітряний гвинт, що зменшує енергетичні перетворення та збільшує ККД. Також з'являється можливість об'єднання потужностей ДВЗ та електричного двигуна/генератора, що дозволить використати елементи меншої маси.
 - Комбінована гібридна конфігурація, є поєднанням послідовної та паралельної гібридних конфігурацій, та дозволяє виконувати розподіл потужностей більш оптимально, що надає можливість працювати ДВЗ та електродвигуну в найефективніших режимах, але вимагає доволі складної системи розподілення енергії, тому не так часто зустрічається в авіаційній сфері.
2. За результатами порівняльного аналізу питомої енергетичної щільності електричних акумуляторних батарей відносно високоенергетичного пального, виявлено, що високоенергетичне пальне має значно вищу енергетичну щільність відносно електричних батарей та різниця може сягати близько 48...85 разів, якщо порівнювати з доволі розповсюдженими літій-іонними елементами живлення. Даний аналіз вказує на доцільність використання гібридних силових установок у системах вертикального злету та приземлення, що дозволить застосовувати універсальні та високоефективні електричні двигуни для короткотривалого вертикального злету та приземлення, що значно підвищить ефективність, екологічність, вартість виробництва кінцевого продукту.

Список використаної літератури

1. *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.*

2. *Xie Y.* 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. – pp. 1-19.
3. *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.
4. *Zhang Q.* Energy Consumption Prediction and Control Algorithm for Hybrid Electric Vehicles Based on an Equivalent Minimum Fuel Consumption Model / Q. Zhang, S. Tian // MDPI, Sustainability – 2023 – pp. 1-17.
5. *Saeed A.* A survey of hybrid Unmanned Aerial Vehicles. / Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Chenxiao Cai, Guowei Cai. // Progress in Aerospace Sciences, Elsevier. – 2018. – pp. 1-15.
6. *Mi C.* Hybrid electric vehicles: Principles and applications with practical perspectives. / Mi C, Masrur MA // Chichester: John Wiley & Sons, Ltd. – 2017 – pp. 458.
7. *Kim H. D.* A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology. / H. D. Kim; Aaron T. Perry; Phillip J. Ansell // IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium – 2018 – pp. 1-21.
8. *Donateo T.* Design and Reliability Analysis of a Series/Parallel Hybrid System with a Rotary Engine for Safer Ultralight Aviation. / Teresa Donateo, Ludovica Spada Chiodo // Applied Sciences 13, no. 7 – 2023. – pp. 1-17.
9. *Chan C. C.* The State of the Art of Electric, Hybrid, and Fuel Cell Vehicles / Chan C. C. // Proceedings of the IEEE – 2007. – pp. 704-718.
10. *Brelje B. J.* Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. / Benjamin J. Brelje, Joaquim R. R. A. Martins // Progress in Aerospace Sciences, Elsevier. – 2019 – pp. 1-19.
11. *Finger D. F.* An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft / D. F. Finger, C. Braun, Cees Bil // Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, Georgia – 2018 – pp. 1-25.
12. *Guzzella L.* Vehicle propulsion systems. / Guzzella L, Sciarretta A. // Springer, Berlin Heidelberg – 2008 – pp. 338.
13. *Hiserote R.* Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems. / Hiserote R, Harmon F. // 8th annual international energy conversion engineering conference; Virginia, USA, AIAA – 2010 – pp. 6687-6696.

14. *Diju G.* Parameter Design and Energy Control of the Power Train in a Hybrid Electric Boat / G. Diju, Y. Wang // *Energies*, MDPI – 2017 – pp. 1-13.
15. *Jackson R.* Fit for purpose, Wankel Rotary Engines by Sky Power. / Rory Jackson // *Unmanned Systems Technology* – 2019 – pp. 1-7.
16. *Khan F. N. U.* Design and optimization of lithium-ion battery as an efficient energy storage device for electric vehicles: A comprehensive review / F. N. U. Khan, M. G. Rasul, A. S. M. Sayem, N. K. Mandal // *Journal of Energy Storage*, Elsevier – 2023, 108033.
17. *Noland J. K.* Hydrogen Electric Airplanes: A Disruptive Technological Path to Clean Up the Aviation Sector / Jonas Kristiansen Nøland // *IEEE Electrification Magazine* – 20.