

УДК 621.452.33

doi: 10.32620/aktt.2025.3.02

О. Є. ПУШИЛІН

*Національний аерокосмічний університет**“Харківський авіаційний інститут”, Харків, Україна**Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна*

УДОСКОНАЛЕННЯ ІНТЕГРАЛЬНОГО ПОКАЗНИКА ДЛЯ ОЦІНЮВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГІБРИДНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ У СКЛАДІ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Предметом вивчення в статті є методи та способи обґрунтування ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи ГТД із використанням теплової енергії в камері згоряння ГТД та електричної енергії від акумулятора чи паливних елементів (ПЕ) з використанням водню. **Метою** дослідження є удосконалення інтегрального показника гібридизації силової установки (СУ) для оцінювання частки внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта гібридної турбоелектричної силової установки (ГТЕСУ). Це дасть можливість розширити діапазон визначення рівня електрифікації компонентів СУ та рівня споживання палива. **Завдання:** сформувати достатній набір основних показників та критеріїв для дослідження ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи; удосконалити інтегральний показник гібридизації на основі оцінювання кількості і частки виробленої та витраченої енергії від наявних джерел енергії на борту ЛА. Використовуваними **методами** є метод системного аналізу, методи математичного та імітаційного моделювання, ретроспективний та аналітичний методи. **Отримані основні результати** дослідження. Проведено аналіз застосування основних показників та критеріїв при оцінюванні характеристик ГТЕСУ. Для проведення подальших досліджень визначений достатній набір основних показників і критеріїв для дослідження ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи з електричними двигунами та ПЕ у складі ЛА різних розмірів. Запропоновано удосконалений інтегральний показник для оцінювання характеристик ГТЕСУ при застосуванні у складі легкого пасажирського літака. Оцінювання ефективності схеми ГТЕСУ передбачає наявність інформації про кількість та частку виробленої та витраченої енергії від наявних джерел енергії на борту ЛА. Удосконалений інтегральний показник гібридизації СУ має фізичний зміст для оцінювання частки внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта. **Висновки.** Наукова новизна отриманих результатів полягає в удосконаленні змісту понятійного апарату показника гібридизації СУ на основі спільного (інтегрального) оцінювання рівня гібридизації з оцінюванням частки внеску того чи іншого виду енергії на кожному етапі польоту ЛА. Окрім цього, дістала подальший розвиток систематизація параметрів, характеристик і чинників впливу на управління постачанням електричної та теплової енергії протягом всього польотного циклу ЛА.

Ключові слова: інтегральний показник; гібридна силова установка; турбогвинтовий двигун; літальний апарат; паливний елемент; електричний двигун.

1. Вступ

Як відомо, використання ГТЕСУ дозволить знизити викиди парникових газів завдяки наступним факторам: оптимізація циклу роботи газотурбінного двигуна (ГТД), зниження витрати палива під час зльоту та відсутність викидів CO₂ при використанні водню як палива.

Провідні авіаційні компанії досліджують різні схеми ГТЕСУ. Аналіз таких схем показує існування принципу поділу необхідної потужності (тяги), що отримується від ГТД та від електричного двигуна (ЕД). Найважливішим питанням використання ЕД в

авіаційній СУ є необхідність зберігання електроенергії, яка може вироблятися в акумуляторних батареях (АБ) або паливних елементах (ПЕ). На основі результатів проведених раніше досліджень було встановлено, що ємність енергії, яка одержана від акумуляторів, у декілька разів менша, ніж ємність енергії, яка одержана від водню з урахуванням умов його зберігання. Тому доцільно розглядати схеми ГТЕСУ без використання акумуляторів, а необхідну енергію для ЕД отримувати від ПЕ.

Воду, яка є побічним продуктом фізико-хімічних процесів, що відбуваються в ПЕ, можливо використовувати в робочому циклі ГТД. Це дозволить



[Creative Commons Attribution
NonCommercial 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)

збільшити його злітну потужність при роботі ПЕ. Багато вчених вже розглядають питання щодо застосування води в циклі ГТД як побічного продукту. З метою підвищення економічної ефективності ГТЕСУ у якості ГТД пропонується розглядати турбогвинтовий двигун (ТГвД) як найбільш економічний двигун для регіональних літальних апаратів (ЛА) з невеликою дальністю польоту. Майбутні дослідження покажуть зміну діапазону висот та швидкостей польоту для таких літаків. Збільшення традиційної висоти польоту (3–6 км) для літаків з ТГвД дозволить зменшити їхню залежність від погодних умов.

Окрім газогенераторної частини двигуна, важливим елементом ГТЕСУ є повітряні гвинти (ПГ). Головним завданням із забезпечення найкращих характеристик ПГ є ефективне використання повної потужності ПГ на всіх етапах польоту ЛА. При проектуванні ПГ основна складність полягає в тому, що всі методи, що існують в даний час, вирішують це завдання приблизно. Доводиться не враховувати цілу низку факторів, що впливають на робочий процес та змінюють характеристики ПГ. Проте, через велику складність і неможливість обліку всіх цих чинників, проектування ПГ проводиться з деяких «ідеальних» умов без врахування указаних факторів. Щоб врахувати джерела розбіжності умов роботи «ідеального» і «реального» ПГ, в розрахуванні характеристик вводять спеціальні поправки, які отримані з аналізу систематичних випробувань гвинтів у натурних («реальних») умовах.

Таким чином, наведені особливості проектування ГТЕСУ з ПГ обґрунтовують необхідність оцінювання аеродинамічних характеристик ПГ змінюваного кроку для ТГвД у складі ЛА на протязі всього польотного циклу (ПЦ). Інтегральне оцінювання експлуатаційних характеристик ГТЕСУ у складі ЛА за допомогою комплексних показників є актуальним науково-технічним завданням. Тому огляд та аналіз показників і критеріїв для оцінювання характеристик ГТЕСУ з ТГвД та ЕД і ПЕ для регіонального ЛА є актуальним завданням. Окрім цього, актуальним питанням також стає аналіз та оцінка існуючих та перспективних технологій застосування водню в авіації та наземному енергетичному машинобудуванні.

2. Аналіз літературних даних та постановка задач

Застосування гібридно-електричної тяги в авіації загального призначення дозволяє отримати експериментальні дані щодо ключових характеристик електричних компонентів і поведінки системи, вдосконалити технологію та дізнатися про можливості мас-

штабування. Гібридно-електрична технологія розвиватиметься у напрямку застосування для приміських, регіональних і вузькофюзеляжних пасажирських літаків [1]. Швидкість, з якою відбуватиметься інтеграція гібридно-електричної технології, залежить від ритму технологічного вдосконалення та прориву, а також від моделі масштабування електричних компонентів. Розвиток технології електричних компонентів визначатиме доцільність використання гібридної електричної СУ для пасажирських літаків. Впровадження гібридно-електричної технології різко відкрило простір проектування в конструкції літаків завдяки розширенню синергетичних можливостей на рівні літака [1, 2]. Гібридно-електрична технологія все ще перебуває в дослідній зоні. Це посилює потребу в розробці методології та основ аналізу гібридно-електричних ЛА для оцінки повного потенціалу цієї технології. Залишилися невирішеними питання, пов'язані із визначенням впливу застосування джерел енергії на загальну потужність енергетичної системи літака.

Протягом багатьох років різними авторами було введено кілька параметрів гібридизації для кількісної оцінки теплової чи електричної компоненти у транспортних засобах [3]. Вони були першими, хто представив ступінь гібридизації для гібридного електричного транспортного засобу (*DOHNEV*). Автори заявили, що *DOHNEV* = 0 – це звичайний транспортний засіб із двигуном внутрішнього згоряння, а *DOHNEV* = 1 – повністю електрична конфігурація. За допомогою цього параметра розробник визначає конфігурацію транспортного засобу (тобто, паралельний або послідовний) і стратегію керування. Однак в роботі не приведені дані стосовно використання різних джерел енергії протягом польотного циклу літака.

Автори роботи [4] визначили коефіцієнт гібридизації *HF* для проведення дослідження оптимального рівня гібридизації для паралельно-гібридних електромобілів. Величина *HF* може варіюватися від 0, для двигуна звичайної конфігурації, до 1 – для повністю електричної конфігурації. Проте застосування цих показників до авіаційних СУ викликає деякі запитання стосовно розподілу енергії за циклами польоту.

В роботі [5] автори запропонували два фактори гібридизації *HF1* і *HF2*. Автори мали на меті знайти параметри для прогнозування характеристик гібридного транспортного засобу з точки зору споживання палива, додаткової вартості, ваги, надійності та розмірів за допомогою вищезазначених параметрів. На відміну від попередніх визначень, величина *HF1* може приймати значення від 0 до нескінченності, тоді як *HF2* є обмеженим між 0 та 1. Проте в роботі [6] автори стверджують, що параметри *HF* не врахо-

вують техніко-економічні характеристики накопичувачів енергії. Залишилися невирішеними питання, пов'язані із визначенням впливу застосування джерел енергії на загальну потужність енергетичної системи літака за профілем польоту.

Параметри *HF2* були обговорені в роботах [7, 8] на основі пояснень ступеню електризації (DE) та ексергії системи. Ця функція являє собою відношення отриманої електричної енергії до загальної енергії. При цьому немає проблеми обліку зберігання та перетворення енергії. Визначення значення DE підходить для всіх типів джерел енергії (наприклад, реактивне паливо, біопаливо, акумулятор, паливний елемент і сонячна панель). Але тут не зазначається розподіл часток енергії від різних джерел, що дуже важливо при обґрунтуванні та проектуванні архітектури паливної системи СУ.

В роботі [9] порівняли кілька концепцій ГСУ для всіх видів транспортних засобів. Для цього вони знайшли більш загальне визначення, ступінь гібридизації (DoH) для потужності та додатковий параметр для визначення ступеню гібридизації для енергії. Стосовно отриманої потужності це визначення підходить як для послідовних, так і для паралельних систем. Проте в роботі не розкритий науково-методичний апарат щодо впровадження гібридно-електричної технології на ранніх етапах проектування ЛА та їх гібридних СУ.

Автори робіт [10, 11] використали вище наведені параметри H_p (співвідношення максимальної встановленої потужності) і H_e (коефіцієнт накопичення джерела енергії), щоб запровадити методологію визначення розмірів системи подвійного накопичення енергії, двигуна та енергетичної системи літака. Однак в роботах не приведені дані стосовно раціонального використання різних джерел енергії протягом польотного циклу літака.

Інший підхід був запропонований в дослідженнях роботи [12]. Автори визначають величину β як загальну масову частку енергії, а χ як відсотковий гібридний параметр, але за умови, що джерела енергії працюють без зв'язку. Залежно від обраної СУ подано різні рівняння модифікованого формулювання рівняння Бреге щодо дальності польоту.

В статті [13] проаналізовано паралельно-гібридну конфігурацію, що вводить два різні підходи: постійний розподіл потужності ($S=const$) і постійний режим роботи газової турбіни ($P_{em}=P_{shaft}-P_{gasturbine}, const$). Ключове завдання цієї роботи – визначити періоди, як і коли використовувати електроенергію. Однак в роботі не приведені дані стосовно раціонального використання різних джерел енергії протягом польотного циклу літака

У дослідженнях роботи [13] автори стверджують, що при використанні розподілу постійної потужності для всіх етапів польоту, коефіцієнт потужності, яка подається, має приблизно таке ж значення, як і для розподіленої потужності. У цьому дослідженні розглядається послідовна гібридна конфігурація, оскільки вона краще підходить до розподіленого приводу електричних вентиляторів. Враховуючи постійний розподіл потужності для кожного етапу польоту, як запропоновано в [13], величини DoH для потужності γH і для енергії γE пов'язані один з одним за допомогою ефективності ланцюга. Проте в роботі не розкритий науково-методичний апарат щодо впровадження гібридно-електричної технології на ранніх етапах проектування ЛА та їх гібридних СУ.

Як відомо [14], для оцінювання характеристик електричного ЛА визначено основні параметри:

- питома енергія або гравіметрична густина енергії (номінальна енергія батареї на одиницю маси, Вт·год/кг);
- об'ємна густина енергії (номінальна енергія батареї на одиницю об'єму, Вт·год/л);
- питома потужність (максимальна доступна потужність на одиницю маси, Вт/кг);
- кількість циклів заряджання/розряджання, які може пройти акумулятор.

Серед варіантів накопичення енергії для майбутнього застосування на електричних ЛА переважають чотири варіанти: ПЕ, суперконденсатори, маховики та батареї. Системи ПЕ зберігають хімічну енергію в рідкій або газоподібній формі та перетворюють її на електричну енергію шляхом хімічної реакції [15]. Компанія Boeing розробила різні концепції руху, засновані на комбінації джерел енергії: ПЕ/акумулятор і ПЕ/газова турбіна, як засоби для зменшення спалювання палива та викидів [16]. Майбутні роботи в технології ПЕ полягають у вдосконаленні технології зберігання палива H_2 . У технології використання твердооксидних ПЕ (SOFC) бажано підвищити ефективність повітрорудки гарячої рециркуляції та парового риформінгу, щоб досягти повного потенціалу. Існує багато інвестицій у дослідження, які вивчають цю технологію. Програма сприяння надєфективній авіаційній потужності з низьким викидом повітря (FUELEAP), очолювана NASA, зосереджена на розробці технології стека для системи SOFC потужністю 120 кВт і переробці вуглеводневого палива [17, 18]. Проте в роботах не розкритий науково-методичний апарат щодо оцінювання гібридних технологій на ранніх етапах проектування ЛА та їх гібридних СУ, коли немає відомих початкових даних. У такому разі запропоновані концепції не можуть бути реалістичними та досяжними у найближчий час.

Компанія Bauhaus Luftfahrt очолювала дослідження проєкту Advanced Aircraft Concepts (AVACON) щодо ячейки PEM, яка працює на H₂, для застосування в APU [19]. Компанія DLR у партнерстві з H2Fly, Pipistrel, Університетом Ульма та Hydrogenics розробили чотиримісний ЛА HY4 на основі технології PEM, що працює виключно на водневому паливі, потужністю 80 кВт. Незважаючи на ці зусилля, залишається багато бар'єрів, які необхідно подолати, перш ніж вони стануть частиною технології сучасних двигунів [20]. Основними технічними показниками щодо реалізації проєктів є одержання необхідної електричної потужності від ПЕ на борту ЛА. Нещодавно проєкт H2FLY успішно пройшов випробування на заправку рідким воднем на землі за допомогою розробленого бака рідкого водню для літака HY4 [21]. Ці зусилля є частиною європейського проєкту HEAVEN, консорціуму з п'яти партнерів, щоб продемонструвати можливість використання СУ на паливних елементах, які працюють на рідкому водні у складі літака.

У роботах [22, 23] пропонуються концептуальні методи проектування для визначення розмірів, аналізу характеристик та ідентифікації техніки польоту для гібридно-електричних транспортних літаків. Методи розроблено з можливістю інтеграції в традиційне середовище визначення розмірів і продуктивності літаків. Вперше описано моделі автономних інженерних компонентів, які вміщують гібридно-електричні СУ. На рівні літака всебічно деталізуються встановлені інтерфейси між модулями інженерних компонентів, компонування архітектури гібридно-електричної СУ та системної інтеграції. В центрі уваги розробки методика знаходиться відстеження спожитої електроенергії та розрахунок максимальної доступної тяги СУ. Введено ступені гібридизації і нові обмеження, пов'язані з розміром гібридно-електричної СУ. Специфіка, пов'язана з визначенням розмірів гібридно-електричної рухової системи, пояснюється описом критерію визначення розміру компонентів. Показано загальний процес визначення розміру літака та оцінка інтегрованих характеристик літака [24]. Проте у дослідженнях не показаний набір показників та критеріїв для оцінювання раціонального проектування гібридно-електричної рухової системи. Це дозволило б зменшити затрати часу на дослідження складних компоновок енергетичних систем.

У документах [25, 26] розглядаються застосування електричних СУ в авіації, де всі системи набагато більше обмежені своєю масою. Приведені характеристики застосування водневих технологій на борту ЛА. Після порівняння різних архітектур силових систем увага зосереджується на проблемі накопичення енергії, особливо для системи накопичення в

акумуляторі для літаків малого та середнього розміру. Але у дослідженнях не показаний вибір показників для оцінювання ефективності різних архітектур силових систем.

У статті [27] оцінюється потенціал гібридно-електричного літака на паливних елементах (FCHEA), що працює на водні та газі. Розроблено та представлено методологію концептуального дизайну однофазельного FCHEA малої дальності. Оцінюється вплив літака на навколишнє середовище. Результати показують, що для одного FCHEA, який працює на рідкому водні, отриманому за допомогою електролізу з відновлюваними джерелами енергії, можна досягти зниження впливу на клімат на 15,2–17,8 %.

У роботі [28] надано описання шляхів щодо застосування водню на борту літака у поєднанні з технологією ПЕ як перетворювача енергії. Такі конфігурації в даний час застосовуються як компоненти для приведення в рух електричних літаків і електричних бортових генераторів. Проте у дослідженні не показаний вибір показників для оцінювання раціонального проектування гібридно-електричної рухової системи.

Аналіз параметричного обрису перспективного пасажирського ЛА показує необхідність наявності двох енергетичних систем [29, 30], які вимагають раціонального поєднання в одній складній технічній системі – ЛА з ГТЕСУ.

Традиційні стратегії управління енергією часто не дозволяють мінімізувати споживання палива на всьому профілі польоту, одночасно задовольняючи потреби в потужності за різних умов польоту. Для вирішення цієї задачі, у статті [31] пропонується стратегія управління енергією на основі глибокого навчання з підкріпленням, спеціально розроблена для турбоелектричних гібридних силових установок. Проте не показані результати дослідження у напрямку прогнозування загальної потужності ГТЕСУ в режимі реального часу та адаптивного управління енергією в складних робочих умовах польоту ЛА.

У дослідженні [32] оцінюються прямі експлуатаційні витрати та економічна доцільність Ampaire Eco Caravan, гібридно-електричної модернізації Cessna 208B Grand Caravan. Результати показують, що Eco Caravan зменшує споживання палива на 50% завдяки своїй гібридно-електричній силовій установці, яка поєднує паливно-ефективний поршневий двигун та електродвигун під час фаз високої потужності. Але в роботі не наведені показники стосовно оцінювання впливу витрат різного виду енергії на експлуатаційні витрати в цілому.

В дослідженні [33] заявлено, що експлуатація повністю електричних літаків першого покоління може бути дорожчою, ніж звичайних літаків.

Наведені результати, які надають порівняльне уявлення про економічну доцільність електричних та гібридно-електричних літаків.

У дослідженні [34] представлені експериментальні результати щодо гібридно-електричних рішень для живлення літаків з оцінюванням продуктивності модульної системи живлення. У роботі досліджується інтеграція альтернативних джерел енергії - фотоелектричні джерела живлення та допоміжні системи на основі паливних елементів. Проте не розкриті методи і підходи щодо обґрунтованого оцінювання рівня гібридизації літаків.

У роботі [35] обговорюється потенціал використання відведеного тепла системи паливних елементів для покращення ефективності рушійної системи літака для різних умов польоту. Наведено термодинамічні основи процесу та зв'язок між споживанням енергії вентилятора каналного рушія та теплом паливних елементів. Результати показують зростання ефективності рушія на висоті крейсерського польоту. Але автори не наводять показники для оцінювання питомих параметрів всієї силової установки.

У дослідженні [36] розроблено інтегровану методологію проектування гібридних силових установок для літаків, що включає міждисциплінарні алгоритми для створення загальної моделі продуктивності. На основі цієї моделі було створено комплексну платформу проектування літаків, проаналізовані та порівняні характеристики трьох гібридних архітектур силових установок, оптимізовані їхні схеми проектування та оцінені ключові технології для кожної архітектури. Показано, що максимальний коефіцієнт змішування потужності обмежений питомою потужністю двигуна до 27,25%. Проте в роботі не вказуються інтегральні показники для оцінювання діапазону змішування потужності на визначених ділянках польоту ЛА.

У роботі [37] досліджувалися характеристики, недоліки, переваги та проблеми в процесі електрифікації та гібридизації далекомагістральних літаків. Було проведено системний аналіз з точки зору термодинаміки робочого процесу та вартості системи. Еталонний літак порівнювали з іншими більш електричними та гібридно-електричними версіями того ж типу з впровадженою найсучаснішою архітектурою силової установки та системи. Було розроблено типовий профіль польоту, який відповідає граничним умовам у всіх випадках. Результати підтвердили, що гібридні силові агрегати демонструють кращу поведінку порівняно з іншими випадками. Однак у проведених дослідженнях не вказано на критерії гібридизації та проблеми оцінювання ефективності польотного циклу літака з різними джерелами енергії.

Дослідницька робота [38] має на меті оцінити потенційні переваги структурних акумуляторів для

спалювання палива 11-місним пасажирським літаком. Відповідно до передбачуваних технологій структурних акумуляторів, ця робота зосереджена на визначенні найкращих коефіцієнтів гібридизації, що визначають енергетичні потреби для типового польоту пасажирського літака. Однак у роботі для оцінювання польотних характеристик літака не враховуються аспекти суттєвого збільшення маси літака, складність реалізації розподілу енергії у процесі польоту. Коефіцієнти гібридизації недостатньо відображають сутність електричного живлення СУ з різними джерелами енергії.

У роботі [39] представлено огляд чотирьох концепцій гібридних ЛА та спрощеної геометрії конструкції крила, запропонованої для регіональної радикальної версії, яка базується на основі ATR-42-600. Також представлено приклади розрахунків міцності конструкції крила для критичного випадку навантаження. Двигун інтегровано за допомогою паралельної гібридної СУ, що складається з двох газотурбінних двигунів, генераторів та електродвигунів. Однак у дослідженні не наводяться комплексні показники, які дозволяють проводити обґрунтоване порівняння проєктів гібридних ЛА з урахуванням рівня гібридизації СУ.

Як відомо, при проектуванні гібридно-електричних ЛА необхідно уникати надмірного споживання енергії, яке спричиняється навмисною гібридизацією з метою досягнення високої ефективності перетворення електричної енергії. У статті [40] представлено метод міждисциплінарного проектування, який задовольняє вимоги щодо мінімізації максимальної злітної маси та економії палива. Завдяки використанню запропонованого методу оптимізації проєкту досягається економія палива на 65,56%, вартість польоту знижена на 16,4%, викиди CO₂ скорочені на 44,58% та покращена дальність польоту на 75% з урахуванням вартості. Однак запропонований метод не використовує комплексних показників, які дозволяють проводити обґрунтоване порівняння проєктів гібридно-електричних ЛА з урахуванням рівня гібридизації СУ.

Дослідження у статті [41] має на меті продемонструвати, наскільки цифровий двійник літака e-Genius здатний відтворити реальний політ довжиною 2000 км. При цьому використовується спрощене визначення профілю, оцінюється межа дальності польоту для високопродуктивного гібридно-електричного літака, знімаються експлуатаційні обмеження з якими стикаються в реальних умовах. Результати демонструють добру відповідність з льотними випробуваннями щодо споживання палива, проте підкреслюють необхідність вимірювання додаткових параметрів у майбутніх польотах. Загалом, модель дозволяє планувати майбутні польоти та оцінювати

доцільність нових проектів. Однак у роботі не розкриті показники і критерії, які дають можливість проводити обґрунтоване порівняння даних при дослідженні профілю польоту.

Рациональна інтеграція СУ з ТГвД і планера літака може забезпечити зниження рівня шуму, викидів і знизити витрати палива. Найбільша ефективність ЛА досягається на основі впровадження електричних компонентів в СУ. Однак доцільність застосування і ступінь впровадження електричних компонентів в СУ залежить від призначення ЛА. Таким чином, в подальшому аналізі будуть розглянуті основні показники та критерії при оптимізації ГТЕСУ з електричними двигунами та ПЕ у складі ЛА. Аналіз характеристик ЛА з турбоелектричною або гібридною електричною СУ, яка поєднує турбогвинтові двигуни та ПЕ, дозволить визначити схему і архітектуру ГТЕСУ, яка буде сумісною з обраною конфігурацією планера ЛА. Як відомо, застосування ТГвД у складі ЛА має найбільшу актуальність із-за забезпечення високої паливної ефективності та кращих польотних характеристик у порівнянні з іншими типами двигунів. Тому у подальших дослідженнях буде розглядатись СУ з ТГвД.

В процесі аналізу методів, методик та підходів до проектування і розробки конфігурацій перспективних гібридно-електричних СУ з ТГвД виявлена недостатність всебічного оцінювання ефективності різних архітектур силових систем. Це виникає із-за того, що архітектура гібридно-електричних СУ потребує формалізованого набору показників та критеріїв для оцінювання ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи. Відсутній інтегральний показник гібридизації, який дозволив би оцінювати кількість та частку виробленої і витраченої енергії від наявних джерел енергії на борту ЛА із визначенням впливу застосування різних джерел енергії на загальний розподіл енергії (потужності) в енергетичній системі протягом польотного циклу літака.

3. Мета та задачі дослідження

Метою дослідження є удосконалення інтегрального показника гібридизації силової установки (СУ) для оцінювання частки внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта гібридної турбоелектричної силової установки (ГТЕСУ). Це дасть можливість розширити діапазон визначення рівня електрифікації компонентів СУ та рівня споживання палива.

Для досягнення цієї мети необхідно виконати основні задачі дослідження:

- сформулювати достатній набір основних показників та критеріїв для дослідження ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи;

- удосконалити інтегральний показник гібридизації на основі оцінювання кількості і частки виробленої та витраченої енергії від наявних джерел енергії на борту ЛА, наприклад [42].

4. Матеріали та методи дослідження

Об'єктом дослідження є удосконалення інтегрального показника для оцінювання характеристик ГТЕСУ при застосуванні у складі легкого пасажирського літака.

Предметом дослідження є методи та способи обґрунтування ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи ГТД із використанням теплової енергії в камері згоряння ГТД та електричної енергії від акумулятора чи паливних елементів (ПЕ) з використанням водню.

Вибір невеликих пасажирських літаків для аналізу ефективності використання ГСУ пояснюється тим, що сучасна промисловість освоїла випуск високоефективних електричних агрегатів з питомою потужністю до 8 кВт/кг при потужності на валу електродвигуна або генератора до 1 МВт. Такі електричні агрегати можуть бути встановлені на легкі літаки та літаки місцевих авіаліній пасажиромісткістю приблизно 50...100 осіб. Більш потужні електричні агрегати (від 1 МВт і вище, а також кріогенні агрегати від 2 МВт) в даний час знаходяться на стадії розробки або лабораторних випробувань та широкого застосування в авіації поки що не знайшли. Також треба врахувати, що на регіональних та магістральних літаках буде необхідно використовувати вже турбоелектричні ГСУ різних конфігурацій, формування параметричного обриса яких є окремим науково-технічним завданням. У зв'язку з цим проводити будь-який аналіз гіпотетичних ЛА за умови застосування на них таких потужних електричних машин і схем ГСУ з їх використанням досить важко. Тому поточний аналіз обмежений тими випадками, коли є достовірні відомості про масові та потужнісні параметри ЕД та генераторів авіаційного призначення, придатних для використання у якості приводів повітряних гвинтів.

Результати досліджень конструктивно-компонувальних схем СУ показали, що під гібридною СУ розуміється такий пристрій, в якому привід двигуна може здійснюватися від різних джерел потужності. Це може бути як від газової турбіни, так і від електричного двигуна (ЕД), що працює від будь-якого джерела електроенергії, наприклад, акумуляторної батареї (АБ) чи бортової енергоустановки (ЕУ). Через специфіку авіаційних ГТД, що мають багатокаскадні схеми, застосовується термін «ГТД з гібридним електричним приводом (газова турбіна + електродвигун)» визначених каскадів або їх комбінацій.

Проте, у світі розглядаються три основні схеми ГСУ із традиційним газотурбінним приводом:

1. Послідовна – вентилятор приводиться ЕД, що живиться електроенергією від АБ або від турбогенератора, який може заряджати АБ в польоті.
2. Паралельна – вентилятор знаходиться на одному валу з газотурбінним приводом і двигуном-генератором, що живиться електроенергією від АБ, яка може заряджатися в польоті.
3. Послідовно-паралельна – з двома вентиляторами, де привід одного з вентиляторів здійснюється за послідовною схемою, а другого вентилятора – за паралельною схемою.

Як відомо, послідовно-паралельна схема є окремим випадком розподіленої СУ, оскільки має більше одного рушія. Послідовна схема має повністю електричний привід рушія і не підпадає під визначення гібридного ГТД. Тому поняттю «гібридного ГТД або гібридної СУ» найбільше відповідає лише паралельна схема. При цьому визначення ефективності робочого процесу ГТЕСУ потребує чіткого визначення витрат теплової та електричної енергії по етапам польотного циклу пасажирського ЛА.

Для аналізу схем гібридної СУ візьмемо за основу відомі компоновальні схеми ГТЕСУ (рис. 1) з використанням різних джерел енергії [2, 7, 11]. Враховуючи той факт, що АБ ще не досягли ефективного технічного рівня для використання на ЛА, то у подальших дослідженнях будемо використовувати технології на основі водневих палив.

Для оцінювання умов застосування енергетичних систем, розроблені схеми СУ з системою живлення (рис. 2–4).

З метою визначення можливості застосування розроблених схем ГТЕСУ на пасажирських літаках, проведено огляд льотно-технічних характеристик пасажирського літака Evektor EV-55 Outback (рис. 5) [42]. Обґрунтовано стратегію його удосконалення, визначені основні задачі дослідження. Як відомо, 9-місний пасажирський літак – ринкова ніша для частих перельотів містом. Багато авіаційних компаній розробляють подібні літаки для повітряної міської та приміської мобільності. Тому для подальших досліджень вибраний цей тип літака з ГТЕСУ.

Основні напрямки створення ГТЕСУ для літака Evektor EV-55 Outback:

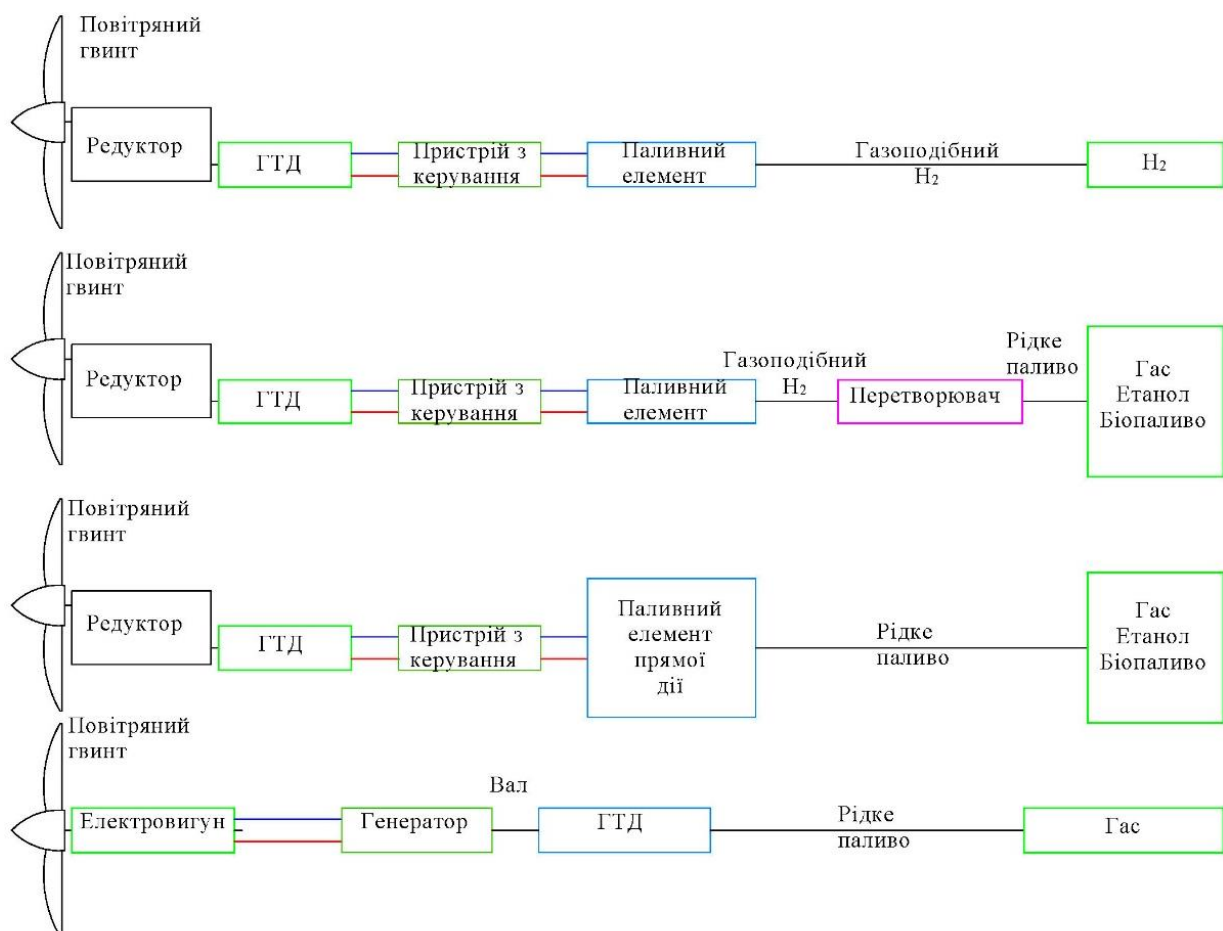
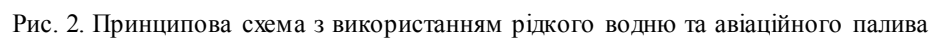


Рис. 1. Компоновальні схеми гібридних силових установок з використанням різних джерел енергії



профілю польоту. Такий підхід потребує наявності блоку розподілу енергії на борту ЛА.

3. ГТД та окремий ЕД, який живиться від енергії акумулятора чи ПЕ. У цій схемі ЕД застосовується на окремих ділянках польоту ЛА.

Розглянуті різні архітектури гібридизації СУ. Враховано складність, ефективність і вагу конфігурацій ЕД для майбутнього проекту [43]. Обрана послідовна архітектура, оскільки вона є простішою та легшою для реалізації в малих літаках. Використання двигуна меншої номінальної потужності, пов'язаної з гібридно-електричною системою, буде більш ефективним і економічним у порівнянні з двигуном з більшою номінальною потужністю. Однак для оцінювання характеристик удосконаленої гібридної енергетичної системи необхідно вибрати або розробити показники гібридизації СУ з відповідними критеріями оцінювання різних схем компонування.

5. Результати досліджень показників та критеріїв при оптимізації гібридних турбоелектричних силових установок

5.1. Основний набір показників та критеріїв для досліджень ефективності гібридних турбоелектричних силових установок

На основі огляду та аналізу основних показників та критеріїв при оптимізації ГТЕСУ з електричними двигунами та ПЕ у складі ЛА різних розмірів для подальших досліджень пропонується застосування наступних показників та критеріїв оцінювання ефективності ГТЕСУ:

1. Максимальна дальність польоту ЛА:

$$R_{\max} = \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{m_{AB}}{MTOW} \cdot E_{AB} \cdot \mu_{\text{загальн}}, \quad (1)$$

де $R_{\max}$ – максимальна дальність польоту, км;

L – підйомна сила літака, кг;

D – аеродинамічний опір літака, $\text{кг} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^3$;

g – прискорення вільного падіння на поверхні Землі, ($g=9,8 \text{ м/с}^2$);

m_{AB} – маса акумуляторної батареї, кг;

$MTOW$ – максимальна злітна маса літака, кг;

E_{AB} – питома енергія акумуляторної батареї, (Вт·год/кг);

$\mu_{\text{загальн}}$ – загальна ефективність перетворення енергії.

2. Характеристики ГТЕСУ у складі регіонального ЛА:

а) ступінь гібридизації енергії для ГТЕСУ:

$$DOH = \frac{E_{PE}}{E_{PE} + E_{\text{пальне КЗ}}}, \quad (2)$$

де DOH – ступінь гібридизації енергії для ГТЕСУ;

E_{PE} – енергія, що поставляється від системи ПЕ, Вт;

$E_{\text{пальне КЗ}}$ – енергія, що поставляється від згоряння пального в камері згоряння, Вт.

б) показник енергоефективності діапазону корисного навантаження:

$$PREE = \frac{M_{KH} \cdot R}{E_{ПЦ}}, \quad (3)$$

де $E_{ПЦ} = E_{\text{вирулов.}} + E_{\text{зліт.}} + E_{\text{наб. висоти}} + E_{\text{крейсер. реж.}} + E_{\text{зниж.}} + E_{\text{посад.}} + E_{\text{зарулов.}}$ – сума енергії, яка витрачена ГТЕСУ за польотний цикл ЛА, Вт;

M_{KH} – вага корисного навантаження, кг;

R – дальність польоту ЛА, км.

с) рівень готовності технології (TRL – Technology Readiness Level).

3. Характеристики повітряних гвинтів:

а) ККД повітряного гвинта;

б) рядність повітряного гвинта;

4. Максимальна злітна маса регіонального ЛА:

$$MTOW = \frac{M_{KH \text{ макс}}}{M_{\text{зліт макс}}}, \quad (4)$$

де $M_{KH \text{ макс}}$ – максимальна маса корисного навантаження, кг.

$M_{\text{зліт макс}}$ – максимальна злітна маса, кг.

5. Економічні характеристики регіонального ЛА:

а) витрата пального за польотний цикл, кг/год;

б) вартість 1 години польоту, дол. США.

6. Екологічні характеристики регіонального ЛА:

а) Індекс викидів (EI);

б) оцінний показник емісії CO_2 , який буде адаптований для схем з використанням водню:

$$\text{CO}_2 = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0,24}}, \quad (5)$$

де CO_2 – оцінний показник емісії CO_2 , який буде адаптований для схем з використанням водню, кг/км;

$(1/\text{SAR})_{\text{AVG}}$ – середня величина питомої дальності польоту ЛА, кг/км;

$(\text{RGF})^{0,24}$ – безрозмірний геометричний коефіцієнт, який заснований на визначенні розміру фюзеляжу, приведенного до 1 м^2 .

5.2. Удосконалений інтегральний показник гібридизації силової установки

Існуючі показники гібридизації СУ у більшості випадків не враховують частки внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта. Тому оцінити внесок енергії в той чи інший етап польоту ЛА складно. Як відомо, енергія (або потужність) ГСУ включає дві складові – електричну та теплову:

$$E_{\text{СУ}} = E_{\text{ДЕЕ}} + E_{\text{ДТЕ}}, \quad (6)$$

де $E_{\text{ДЕЕ}}$ – сумарна потужність на валу ГТД від джерел електричної енергії, Вт;

$E_{\text{ДТЕ}}$ – сумарна потужність на валу ГТД від джерел теплової енергії, Вт.

Величини отриманої енергії (потужності) на валу ГТД від цих джерел енергії на протязі польотного циклу (ПЦ) ЛА визначаються рівняннями:

$$E_{\text{ДЕЕ}} = \sum_1^m (E_{\text{АБ}}) \cdot k_{\text{ПЦ}}, \quad (7)$$

$$E_{\text{ДТЕ}} = \sum_1^m (E_{\text{ав.пальне}} + E_{\text{H}_2} + E_{\text{SAF}}) \cdot k_{\text{ПЦ}}, \quad (8)$$

де m – кількість етапів ПЦ;

$$k_{\text{ПЦ}} = \frac{\sum_1^m t_{\text{етап}}}{t_{\text{ПЦ}}^{\text{сум}}} - \text{коефіцієнт використання СУ по}$$

етапам в ПЦ;

$t_{\text{етап}}$ – час використання енергії (потужності) на етапі, сек;

$t_{\text{ПЦ}}^{\text{сум}}$ – сумарний час етапів у ПЦ, сек.

У величину $E_{\text{ДЕЕ}}$ входять всі величини енергії (потужності), які є джерелом для отримання потужності у вигляді електричної енергії на валу гвинта.

Величина $E_{\text{ДТЕ}}$ включає всі величини енергії (потужності), які використовують джерела від:

$E_{\text{авіац.пальне}}$ – використання авіаційного пального (керосин), кг/год;

E_{SAF} – використання біопалива, кг/год;

E_{H_2} – використання водню, кг/год.

Однак величина отриманої (енергії) потужності на валу двигуна для кожного етапу ПЦ може бути отримана при різних умовах:

- тільки від джерел теплової енергії;
- тільки від джерел електричної енергії;
- змішаний режим, тобто як від теплової, так і від електричної.

При цьому зазначимо, що використання джерел

електричної енергії не може бути 0 %. Бортова система електропостачання сучасного ЛА завжди включає первинні джерела енергії: бортові електрогенератори та акумуляторні батареї невеликого розміру, які також застосовуються в елементах СУ. Тому при дослідженнях будемо вважати, що первинні витрати електричної енергії (потужності) будуть визначені за кожним етапом ПЦ і будуть складати витрати на живлення систем навігації, авіоніки, освітлення та кондиціювання салону, освітлення обладнання в кабіні. Вторинні та основні (під час польоту ЛА) витрати електричної енергії (потужності) будуть визначені додатково.

Таким чином, для комплексного визначення ефективності робочого процесу гібридної СУ введемо показник гібридизації СУ, який складається з витрат електричної енергії (потужності) за кожним етапом ПЦ:

$$\Pi_{\text{гібридизації СУ}} = \sum_1^m \left(\frac{E_{\text{ДЕЕ}}}{E_{\text{ДЕЕ}} + E_{\text{ДТЕ}}} \right)_{\text{СУ}} \cdot k_{\text{ПЦ}}, \quad (9)$$

або із врахуванням складових енергій:

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{гібридизації СУ}} = \\ = \sum_1^m \left(\frac{E_{\text{АБ}}}{(E_{\text{АБ}}) + (E_{\text{ав.пальне}} + E_{\text{H}_2} + E_{\text{SAF}})} \right)_{\text{СУ}} \times \\ \times k_{\text{ПЦ}}. \end{aligned} \quad (10)$$

Удосконалений показник гібридизації СУ має фізичний зміст для оцінювання частки внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта.

Максимальна та мінімальна межа чисельного значення показника пояснюються його граничними величинами. У випадку, коли величина показника $0 > \Pi_{\text{гібридизації СУ}} < 1$ – це означає, що СУ використовує електричну та теплову енергії.

При $\Pi_{\text{гібридизації СУ}} = 1$ – це означає, що СУ використовує тільки електричну енергію. У випадку, коли величина показника $\Pi_{\text{гібридизації СУ}} \approx 0$, то це означає, що СУ використовує тільки теплову енергію. Проте показник завжди буде більше значення 0, оскільки на борту ЛА завжди присутні первинні витрати електричної енергії (потужності).

Для дослідження рівня гібридизації СУ найбільшу зацікавленість виявляє величина внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта під час всього ПЦ ЛА.

Використання цих показників сприятиме наступним очікуваним результатам щодо:

- формування параметричного обриску ГТЕСУ з ЕД та ПЕ для застосування на гібридно-електричних регіональних літаках та літаках малої дальності;
- визначення та обґрунтування інформації щодо інтеграції підсистем турбогвинтових ЛА з ГТЕСУ для покращення їх експлуатаційних характеристик;
- визначення та обґрунтування рівня модифікації існуючих ЛА з метою встановлення нових електричних агрегатів з використанням водневих технологій.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в удосконаленні змісту понятійного апарату показника гібридизації СУ на основі спільного (інтегрального) оцінювання рівня гібридизації з оцінюванням частки внеску того чи іншого виду енергії на кожному етапі польоту ЛА. Окрім цього, дістала подальший розвиток систематизація параметрів, характеристик і чинників впливу на управління постачанням електричної та теплової енергії протягом всього польотного циклу ЛА.

6. Обговорення результатів інтегрального оцінювання характеристик гібридних турбоелектричних силових установок

На основі проведеного аналізу науково-технічної літератури стосовно застосування основних показників та критеріїв при оцінюванні характеристик ГТЕСУ, вибраний набір показників (1) - (8), які істотно впливають на інтегральні параметри ГСУ. Широкий спектр проведених у світі досліджень у галузі формування обриску ГСУ [2, 3, 6, 7, 11, 13, 24] охоплює практично всі питання, що стосуються проблем вибору оптимальних параметрів ГСУ та технічних характеристик її компонентів. Проте вибір структури ГСУ та розміщення компонентів ГСУ на борту ЛА є окремим оптимізаційним завданням. Для розгляду питання впливу ГСУ на основні ЛТХ ЛА необхідно враховувати весь можливий перелік структурних компонентів ГСУ, які можуть бути розміщені на борту ЛА [24].

Для проведення інтегрального оцінювання характеристик ГТЕСУ, визначений перелік основних показників і критеріїв для оптимізації ГТЕСУ з електричними двигунами та ПЕ у складі ЛА. Це дозволяє акцентувати більшу увагу та скоротити час і ресурси на проведення дослідження. Основною перевагою такого підходу у порівнянні з відомими методами є те, що на початкових етапах дослідження нового проекту ГСУ можливо отримати до 80% достовірної інформації про доцільність проведення подальших досліджень. Отримане рішення дозволяє вирішити задачу щодо попереднього оцінювання ефективності

проекту ГСУ у складі ЛА.

Але для оцінювання ефективності компоновальної схеми ГТЕСУ у складі ЛА показники та критерії повинні враховувати кількісні характеристики щодо накопичення та витрат електроенергії і потужності ГТД на кожному етапі польоту. Більшість дослідників акцентують увагу лише на етапах зльоту і набору висоти [7, 8, 10, 11, 24, 39]. Однак при теоретичних дослідженнях можуть виникнути деякі обмеження в інформації. Як відомо, більшість авіаційних та двигунобудівних компаній не розкривають детальних технічних характеристик своїх авіаційних об'єктів. Тому у цьому випадку можуть виникати обмеження такого дослідження при спробі застосування на практиці, наприклад параметр $(RGF)^{0,24}$ у формулі (5). В подальших теоретичних дослідженнях можливо запропонувати використовувати інтерполяційні залежності, прогнознi дані та бази даних існуючих літаків і їх двигунів.

На основі аналізу процесу оцінювання та проектування гібридних авіаційних систем можливо стверджувати, що вибір архітектури гібридної електричної системи залежить від продуктивності електричних компонентів та їх ваги. У випадку створення інтегральної схеми літака вся архітектура СУ повинна бути сумісною з обраною конфігурацією планера ЛА. При цьому інтеграція повинна бути орієнтована на вибір найкращої стратегії управління енергоспоживанням, яка оптимізована для вибраного профілю польоту і задачі, яку літак призначений виконувати.

Для більш детального оцінювання ефективності гібридної енергетичної системи у складі ЛА, запропонований комплексний показник гібридизації для оцінювання характеристик ГТЕСУ. Показник дозволяє оцінювати і визначати (або прогнозувати) розподіл потужності між джерелами. Цей показник може бути застосований не лише для легкого пасажирського літака типу EV-55 Outback, але і для інших ЛА, в тому числі і для військового призначення. При проектуванні гібридного електричного ЛА його характеристики необхідно порівнювати зі звичайними конфігураціями існуючих ЛА, які розраховані на такий же профіль польоту. В іншому випадку, неправильне порівняння конфігурацій може призвести до переоцінки переваг літака з гібридно-електричною тягою.

Одним із обмежень застосування даного підходу на етапах вироблення концепції гібридної енергетичної системи може бути відсутність початкової інформації про точні значення витрат енергії на кожному етапі польотного циклу. Зазвичай, у такому разі користуються даними прототипу ГТД або ЛА. Але у цьому випадку необхідно використовувати прогнознi дані по існуючим технологіям і досягненням конкретно по кожному об'єкту або підсистемі.

Ключовим аспектом для оцінки характеристик ЛА з ГТЕСУ стала стратегія управління постачанням електричної та теплової енергії протягом всього польотного циклу. Ступінь електрифікації визначає розмір компонентів СУ, а стратегія експлуатації визначає рівень споживання палива. Стратегія управління живленням визначає розподіл потужності між двома джерелами, на основі якого визначається розмір компонентів. Таким чином, стратегія управління живленням буде визначатися відповідно до призначеного профілю польоту та обмежень щодо розміру підсистеми.

Застосування критеріїв та показників ефективності ГТЕСУ у складі ЛА залежить тільки від концепції ЛА (призначення, кількість пасажирів, дальність польоту, кількість та розміщення двигунів) і не залежить від геометричних та вагових даних ЛА. Рациональна інтеграція СУ з планером літака може забезпечити зниження рівня шуму, викидів і знизити витрати палива. Завдання оптимізації обрису ЛА з ГТЕСУ може бути вирішено з урахуванням того факту, що конфігурація ГТЕСУ у складі ЛА повинна щоразу створюватися заново, з урахуванням компонування нового ЛА, нових технічних завдань та ЛТХ, які повинен мати новий ЛА. Найбільш оптимальним шляхом використання ГСУ в авіації практично завжди буде створення абсолютно нових ЛА (нові аеродинамічні компонування), які проектуються з урахуванням розміщення ГСУ на борту ЛА для максимізації економічного або технічного потенціалу, наприклад, застосування розподіленої ГСУ [16, 19].

Наступним етапом дослідження має бути визначення льотно-технічних характеристик пасажирського літака типу EV-55 Outback з ГТЕСУ. На кожному етапі польоту літака буде визначена кількість і частка виробленої та витраченої енергії від наявних джерел енергії на борту ЛА. На основі такої інформації буде визначений показник гібридизації СУ та критерії для оптимізації ГТЕСУ. Окрім цього, велику зацікавленість представляє визначення кількості енергії у випадку її зміни в одній системі. Наприклад, в результаті електрохімічної реакції в ПЕ виділяється гаряча вода, яка викидається назовні. Проте воду можливо утилізувати в робочий процес двигуна, наприклад, упорскувати в камеру згорання, що призведе до покращення екологічних характеристик ГТД. Необхідно провести подальші дослідження щодо способів утилізації води в робочому циклі ГТД.

7. Висновки

1. Проведено аналіз застосування основних показників та критеріїв при оцінюванні характеристик ГТЕСУ. Для проведення подальших досліджень визначений набір основних показників і критеріїв

для дослідження ефективності різних архітектур гібридно-електричної рухової системи з електричними двигунами та ПЕ у складі ЛА різних розмірів.

2. Запропоновано удосконалений інтегральний показник для оцінювання характеристик ГТЕСУ при застосуванні у складі легкого пасажирського літака типу EV-55 Outback. Оцінювання ефективності схеми ГТЕСУ передбачає наявність інформації про кількість та частку виробленої та витраченої енергії від наявних джерел енергії на борту ЛА. Удосконалений інтегральний показник гібридизації СУ має фізичний зміст для оцінювання частки внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу гвинта.

Конфлікт інтересів

Автор декларує, що не має конфлікту інтересів стосовно даного дослідження, в тому числі фінансового, особистісного характеру, авторства чи іншого характеру, що міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в даній статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Автор зберігає всі авторські права та погоджується зробити представлену статтю доступною для наукової громадськості відповідно до умов на офіційному сайті журналу.

Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує, що не використовував технології штучного інтелекту при створенні представленної роботи.

Література

1. Moore, M. D. *Misconceptions of Electric Propulsion Aircraft and their Emergent Aviation Markets [Electronic resource]* / M. D. Moore, & B. Fredericks // AIAA. – 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0535
2. Pornet, C. *Hybrid and Universally-Electric Aircraft Concepts [Electronic resource]* / C. Pornet // AccessScience, McGraw-Hill Yearbook of Sciences and Technology (McGraw-Hill Education, 2014). DOI: 10.1036/1097-8542.YB150553.
3. *Mechatronic design and control of hybrid electric vehicles [Text]* / B. M. Baumann, G. Washington, B. C. Glenn, & G. Rizzoni // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. – 2000. – Vol. 5, no. 1. – P. 58–72. DOI: 10.1109/3516.828590.
4. Lukic, S. M. *Effects of drivetrain hybridization on fuel economy and dynamic performance of parallel*

hybrid electric vehicles [Text] / S. M. Lukic, & A. Emadi // *IEEE Transactions on Vehicular Technology*. – 2004. – Vol. 53, no. 2. – P. 385–389. DOI: 10.1109/TVT.2004.823525.

5. Buecherl, D. Verification of the optimum hybridization factor as design parameter of hybrid electric vehicles [Text] / D. Buecherl, I. Bolvashenkov, & H. G. Herzog // *IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, Dearborn, MI, USA. – 2009. – P. 847–851, DOI: 10.1109/VPPC.2009.5289758.

6. Bolvashenkov, I. Factor of hybridization as a design parameter for hybrid vehicles [Text] / I. Bolvashenkov, H.-G. Herzog, & A. Engstle // *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion*, 2006. SPEEDAM 2006., Taormina, Italy, 2006. – P. 926–929, DOI: 10.1109/SPEEDAM.2006.1649900.

7. Methodology for sizing and performance assessment of hybrid energy aircraft [Text] / C. Pornet, C. Gologan, P. C. Vratny, & et al. // *Journal of Aircraft*. – 2015. – Vol. 52, no. 1. – P. 341–352. DOI: 10.2514/1.C032716.

8. Schmitz, O. Unified Applicable Propulsion System Performance Metrics [Text] / O. Schmitz, & M. Hornung // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2013. – Vol. 135, no. 11. – Article no. 111201. DOI: 10.1115/1.4025066.

9. Hybrid power trains for future mobility [Text] / L. Lorenz, A. Seitz, H. Kuhn, & A. Sizmann // 62. Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress (DLRK). – 2013. – DocumentID: 301316. DOI: 10.13140/2.1.2741.7925.

10. Pre-design strategies and sizing techniques for dual-energy aircraft [Text] / A. T. Isikveren, S. Kaiser, C. Pornet, & P. C. Vratny // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2014. – Vol. 86, no. 6. – P. 525–542. DOI: 10.1108/AEAT-08-2014-0122.

11. Pornet, C. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft [Text] / C. Pornet, & A. T. Isikveren // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2015. – Vol. 79. – P. 114–135. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.09.002.

12. Analytic and numeric forms for the performance of propellerpowered electric and hybrid aircraft [Text] / M. Marwa, S. M. Martin, B. C. Martos, & R. P. Anderson // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. – USA, January 2017. – 37 p.

13. Voskuil, M. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft [Text] / M. Voskuil, J. van Bogaert, & A. G. Rao // *CEAS Aeronautical Journal*. – 2018. – Vol. 9, no. 1. – P. 15–25. DOI: 10.1007/s13272-017-0272-1.

14. A Guide to Understanding Battery Specifications [Electronic resource] / MIT Electric Vehicle Team: December 2008. – Available at:

http://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf (accessed on 15 January 2020).

15. Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions [Text] / National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. – The National Academies Press: Washington, DC, USA, 2016. – 122 p. DOI: 10.17226/23490.

16. Bradley, M. K. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase 2: Hybrid Electric Design Exploration - Volume 2 [Text] / M. K. Bradley, & C. K. Droney. – NASA Langley Research Center: Hampton, VA, USA, 2015. – Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150017039.pdf> (accessed on 15 January 2020).

17. Solid Oxide Fuel Cell-Steam Reforming Power System Configuration Options for an All-Electric Commuter Airplane Flight Demonstrator [Text] / T. Stoia, C. Balan, S. Atreya, & P. O'Neil // *Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018. – Article no. 3358. DOI: 10.2514/6.2018-3358.

18. Integration Concept for a Hybrid-Electric Solid-Oxide Fuel Cell Power System into the X-57 “Maxwell” [Text] / K. V. Papathakis, O. C. Schnarr, T. M. Lavelle, N. K. Borer, T. Stoia, & S. Atreya // *Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018. – Article no. 3359. DOI: 10.2514/6.2018-3359.

19. Assessment of a Fuel Cell Powered Full Electric Subsystem Architecture for the AVACON Research Baseline Aircraft [Text] / J. Van Wensveen, F. Peter, T. Rau, & M. Hornung // *Proceedings of the German Aerospace Congress 2019*, Darmstadt, Germany, 30 September–2 October 2019. DOI: 10.25967/490114.

20. Our Vision [Electronic resource]. – Available at: <https://www.h2fly.de/vision>. (accessed on 20 January 2023).

21. H2FLY. [Electronic resource]. – Available at: <https://www.h2fly.de/company/>. (accessed on 20 January 2023).

22. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft [Text] / C. Pornet, C. Gologan, P. C. Vratny, A. Seitz, O. Schmitz, A. T. Isikveren, & M. Hornung // *Journal of Aircraft*. – 2015. – Vol. 52, No. 1. – P. 341–352. DOI: 10.2514/1.C032716.

23. Pornet, C. Conceptual Design Methods for Sizing and Performance of Hybrid-Electric Transport Aircraft [Text] : PhD Thesis / C. Pornet. – Technical University of Munich, 2018. – 144 p. – Available at: <https://mediatum.ub.tum.de/?id=1399547>. (accessed on 15 January 2024).

24. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft [Text] / C. Pornet, C. Gologan, P. C. Vratny, & et al. // AIAA. Session:

Powerplant Performance. – 2013. – AIAA 2013-4415. DOI: 10.2514/6.2013-4415.

25. The Potential and Challenge of TurboElectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft [Text] / A. R. Gibson, D. W. Hall, M. Waters, P. Masson, B. T. Schiltgen, T. Foster, & J. D. Keith // AIAA. – 2010. – AIAA 2010-276. Session: ABP-2: Engine Systems and Optimization. DOI: 10.2514/6.2010-276.

26. Hepperle, M. Electric Flight – Potential and Limitations [Text] / M. Hepperle. – STO-MP-AVT-209, 2012. – 30 p. – Available at: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf>. (accessed on 15 January 2025).

27. Scholz, A. E. Fuel Cell Hybrid-Electric Aircraft: Design, Operational, and Environmental Impact [Text] / A. E. Scholz, J. Michelmann, & M. Hornung // AIAA. Session: Hydrogen and Geoengineering. – 2021. – AIAA 2022-2333. DOI: 10.2514/6.2022-2333.

28. Töpler, J. Hydrogen and Fuel Cell Technologies and Market Perspectives [Text] / J. Töpler, & J. Lehmann. – Springer Berlin, Heidelberg, 2015. – 281 p. DOI: 10.1007/978-3-662-44972-1.

29. Pornet, C. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft [Text] / C. Pornet, & A. T. Isikveren // Progress in Aerospace Sciences. – 2015. – Vol. 79. – P. 114-135. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.09.002

30. Palaia, G. Mission Performance Analysis of Hybrid-Electric Regional Aircraft [Text] / G. Palaia, & K. A. Salem // Aerospace. – 2023. – Vol. 10, no. 3. – Article no. 246. DOI: 10.3390/aerospace10030246.

31. Deep Reinforcement Learning Based Energy Management Strategy for Vertical Take-Off and Landing Aircraft with Turbo-Electric Hybrid Propulsion System [Text] / F. Yu, W. Tang, J. Chen, J. Wang, X. Sun, & X. Chen // Aerospace. – 2025. – Vol. 12, iss. 4. – Article no. 355. DOI: 10.3390/aerospace12040355.

32. Evaluating hybrid-electric aircraft viability: The Ampaire Eco Caravan cost analysis [Text] / V. Cusati, M. Di Stasio, G. Lucci, & Q. Zhang // Transportation Research Part D: Transport and Environment. – 2025. – Vol. 144. – Article no. 104759. DOI: 10.1016/j.trd.2025.104759.

33. Avogadro, N. Demystifying electric aircraft's role in aviation decarbonization: Are first-generation electric aircraft cost-effective? [Text] / N. Avogadro, & R. Redondi // Transportation Research Part D: Transport and Environment. – 2024. – Vol. 130. – Article 104191. DOI: 10.1016/j.trd.2024.104191.

34. Concepts and Experiments on More Electric Aircraft Power Systems [Text] / A. Gębura, A. Szelmanowski, I. Jacyna-Golda, P. Golda, M. Kalbarczyk, & J. Tomaszewska // Energies. – 2025. – Vol. 18, iss. 7. – Article no. 1653. DOI: 10.3390/en18071653.

35. Fundamentals of Innovative Aircraft Heat Exchanger Integration for Hydrogen–Electric Propulsion [Text] / B. Gerl, M. Ronovsky-Bodisch, N. Ferrari, & M. Berens // Aerospace. – 2025. – Vol. 12, iss. 4. – Article no. 320. DOI: 10.3390/aerospace12040320.

36. Hybrid Electric Propulsion Design and Analysis Based on Regional Aircraft Mission [Text] / W. Shan, S. Bao, S. Lin, & L. Kang // World Electric Vehicle Journal. – 2025. – Vol. 16, iss. 4. – Article no. 212. DOI: 10.3390/wevj16040212.

37. Gimenez, F. R. Assessment of different more-electric and hybrid-electric configurations for long-range multi-engine aircraft [Text] / F. R. Gimenez, C. E. K. Mady, & I. B. Henriques // Journal of Cleaner Production. – 2023. – Vol. 392. – Article no. 136171. DOI: 10.1016/j.jclepro.2023.136171.

38. The Potential of Structural Batteries for Commuter Aircraft Hybridization [Text] / G. D. Mauro, S. Corcione, V. Cusati, V. Marciello, F. Nicolosi, & M. Guide // Journal of Materials Engineering and Performance. – 2023. – Vol. 32, iss. 1. – P. 3871-3880. DOI: 10.1007/s11665-023-07856-y.

39. Abratowski, P. Concepts of Commercial Aircraft with Hybrid Propulsion [Text] / P. Abratowski // The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence. ISEAS ISUDEF 2023. – Sustainable Aviation. Springer, Cham, 2024. – P. 159-164. DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_24.

40. The Effects of the Degree of Hybridisation on the Design of Hybrid-Electric Aircraft Considering the Balance between Energy Efficiency and Mass Penalty [Text] / L. Kang, Y. Sun, H. Smith, & J. Mao // Aerospace. – 2023. – Vol. 10, iss. 2. – Article no. 111. DOI: 10.3390/aerospace10020111.

41. Comparison of Actual Hybrid-Electric Flights with a Digital Twin in a Preliminary Aircraft Design Environment [Text] / D. Eisenhut, A. Bender, N. Grüning, J. Mangold, & A. Strohmayer // Aerospace. – 2025. – Vol. 12, iss. 5. – Article no. 401. DOI: 10.3390/aerospace12050401.

42. Aircraft Review : Evektor EV-55 Outback by Auctusdelineations. – Available at: <https://xplanereviews.com/index.php?/forums/topic/648-aircraft-review-evektor-ev-55-outback-by-auctusdelineations/>. (Accessed 02.04.2023).

43. Loginov, V. Review and Analysis of Integration Properties of an Aircraft with a Hybrid Power Plant [Text] / V. Loginov, O. Pushylin, & O. Tsaglov // The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence. ISEAS ISUDEF 2023. – Sustainable Aviation. Springer, Cham, 2024. – P. 61-85. DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_9.

References

1. Moore, M. D., & Fredericks, B. Misconceptions of Electric Propulsion Aircraft and their Emergent Aviation Markets. *AIAA*, 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0535.
2. Pomet, C. Hybrid and Universally-Electric Aircraft Concepts. *AccessScience, McGraw-Hill Yearbook of Sciences and Technology (McGraw-Hill Education, 2014)*. DOI: 10.1036/1097-8542.YB150553.
3. Baumann, B. M., Washington, G., Glenn, B. C., & Rizzoni, G. Mechatronic design and control of hybrid electric vehicles. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2000, vol. 5, no. 1, pp. 58–72. DOI: 10.1109/3516.828590.
4. Lukic, S. M., & Emadi, A. Effects of drivetrain hybridization on fuel economy and dynamic performance of parallel hybrid electric vehicles. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2004, vol. 53, no. 2, pp. 385–389. DOI: 10.1109/TVT.2004.823525.
5. Buecherl, D., Bolvashenkov, I., & Herzog, H. G. Verification of the optimum hybridization factor as design parameter of hybrid electric vehicles. *IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, Dearborn, MI, USA, 2009, pp. 847–851, DOI: 10.1109/VPPC.2009.5289758.
6. Bolvashenkov, I., Herzog, H.-G., & Engstle A. Factor of hybridization as a design parameter for hybrid vehicles. *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion, 2006. SPEEDAM 2006.*, Taormina, Italy, 2006, pp. 926–929. DOI: 10.1109/SPEEDAM.2006.1649900.
7. Pomet, C., Gologan, C., Vratny, P. C., & et al. Methodology for sizing and performance assessment of hybrid energy aircraft. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 1, pp. 341–352, 2015. DOI: 10.2514/1.C032716.
8. Schmitz O., & Homung, M. Unified Applicable Propulsion System Performance Metrics. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2013, vol. 135, no. 11, article no. 111201. DOI: 10.1115/1.4025066.
9. Lorenz, L., Seitz, A., Kuhn, H., & Sizmann, A. Hybrid power trains for future mobility. 62. *Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress (DLRK)*, 2013, DocumentID: 301316. DOI: 10.13140/2.1.2741.7925.
10. Isikveren, A. T., Kaiser, S., Pomet, C., & Vratny, P. C. Predesign strategies and sizing techniques for dual-energy aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2014, vol. 86, no. 6, pp. 525–542, 2014. DOI: 10.1108/AEAT-08-2014-0122.
11. Pomet, C., & Isikveren, A. T. Conceptual design of hybridelectric transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 79, pp. 114–135. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.09.002.
12. Marwa, M., Martin, S. M., Martos, B. C., & Anderson, R. P. Analytic and numeric forms for the performance of propellerpowered electric and hybrid aircraft. *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, USA*, January 2017. 37 p.
13. Voskuil, M., van Bogaert, J., & Rao, A. G. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 2018, vol. 9, no. 1, pp. 15–25. DOI: 10.1007/s13272-017-0272-1.
14. A Guide to Understanding Battery Specifications; MIT Electric Vehicle Team: December 2008. Available at: https://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf (accessed on 15 January 2020).
15. *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. – The National Academies Press: Washington, DC, USA, 2016. 122 p. DOI: 10.17226/23490.
16. Bradley, M. K., & Droney, C. K. *Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase 2: Hybrid Electric Design Exploration - Volume 2*. NASA Langley Research Center: Hampton, VA, USA, 2015. – Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150017039.pdf> (accessed on 15 January 2020).
17. Stoia, T., Balan, C., Atreya, S., O'Neil, P. Solid Oxide Fuel Cell-Steam Reformation Power System Configuration Options for an All-Electric Commuter Airplane Flight Demonstrator. In *Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018, article no. 3358. DOI: 10.2514/6.2018-3358.
18. Papathakis, K. V., Schnarr, O. C., Lavelle, T. M., Borer, N. K., Stoia, T., & Atreya, S. Integration Concept for a Hybrid-Electric Solid-Oxide Fuel Cell Power System into the X-57 “Maxwell”. In *Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018, article no. 3359. DOI: 10.2514/6.2018-3359.
19. Van Wensveen, J., Peter, F., Rau, T., & Homung, M. Assessment of a Fuel Cell Powered Full Electric Subsystem Architecture for the Avacon Research Baseline Aircraft. In *Proceedings of the German Aerospace Congress 2019*, Darmstadt, Germany, 30 September–2 October 2019. DOI: 10.25967/490114.
20. *Our Vision*. Available at: <https://www.h2fly.de/vision>. (accessed on 20 January 2023).
21. *H2FLY*. Available at: <https://www.h2fly.de/company/>. (accessed on 20 January 2023).
22. Pomet, C., Gologan, C., Vratny, P. C., Seitz, A., Schmitz, O., Isikveren, A. T., & Homung, M. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 1, pp. 341–352. DOI: 10.2514/1.C032716.
23. Pomet, C. *Conceptual Design Methods for Sizing and Performance of Hybrid-Electric Transport Aircraft*. PhD Thesis, Technical University of Munich,

2018. 144 p. Available at: <https://mediatum.ub.tum.de/?id=1399547>. (accessed on 15 January 2024).
24. Pomet, C., Gologan, C., Vratny, P. C., & et al. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. *AIAA, Session: Powerplant Performance*, 2013, AIAA 2013-4415.. DOI: 10.2514/6.2013-4415.
25. Gibson, A. R., Hall, D. W., Waters, M., Masson, P., Schiltgen, B. T., Foster, T., & Keith, J. D. The Potential and Challenge of TurboElectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft. *AIAA, Session: ABP-2: Engine Systems and Optimization*, 2010, AIAA 2010-276. DOI: 10.2514/6.2010-276.
26. Hepperle, M. *Electric Flight – Potential and Limitations*. STO-MP-AVT-209, 2012. 30 p. Available at: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf>. (accessed on 15 January 2025).
27. Scholz, A. E., Michelmann, J., & Hornung, M. Fuel Cell Hybrid-Electric Aircraft: Design, Operational, and Environmental Impact. *AIAA, Session: Hydrogen and Geoengineering*, 2022, AIAA 2022-2333. DOI: 10.2514/6.2022-2333.
28. Töpler, J., & Lehmann, J. *Hydrogen and Fuel Cell. Technologies and Market Perspectives*. Springer Berlin, Heidelberg, 2015. 281 p. DOI: 10.1007/978-3-662-44972-1.
29. Pomet, C., & Isikveren A. T. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 79, pp. 114-135. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.09.002.
30. Palaia, G., & Salem K. A. Mission Performance Analysis of Hybrid-Electric Regional Aircraft. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 3, article no. 246. DOI: 10.3390/aerospace10030246.
31. Yu, F., Tang, W., Chen, J., Wang, J., Sun, X., & Chen, X. Deep Reinforcement Learning Based Energy Management Strategy for Vertical Take-Off and Landing Aircraft with Turbo-Electric Hybrid Propulsion System. *Aerospace*, 2025, vol. 12, iss. 4, article no. 355. DOI: 10.3390/aerospace12040355.
32. Cusati, V., Di Stasio, M., Lucci, G., & Zhang, Q. Evaluating hybrid-electric aircraft viability: The Ampaire Eco Caravan cost analysis. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 2025, vol. 144, article no. 104759. DOI: 10.1016/j.trd.2025.104759.
33. Avogadro, N., & Redondi, R. Demystifying electric aircraft's role in aviation decarbonization: Are first-generation electric aircraft cost-effective? *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 2024, vol. 130, article 104191. DOI: 10.1016/j.trd.2024.104191.
34. Gębura, A., Szelmanowski, A., Jacyna-Golda, I., Golda, P., Kalbarczyk, M., & Tomaszewska, J. Concepts and Experiments on More Electric Aircraft Power Systems. *Energies*, 2025, vol. 18, iss. 7, article no. 1653. DOI: 10.3390/en18071653.
35. Gerl, B., Ronovsky-Bodisch, M., Ferrari, N., & Berens, M. Fundamentals of Innovative Aircraft Heat Exchanger Integration for Hydrogen–Electric Propulsion. *Aerospace*, 2025, vol. 12, iss. 4, article no. 320. DOI: 10.3390/aerospace12040320.
36. Shan, W., Bao, S., Lin, S., & Kang, L. Hybrid Electric Propulsion Design and Analysis Based on Regional Aircraft Mission. *World Electric Vehicle Journal*, 2025, vol. 16, iss. 4, article no. 212. DOI: 10.3390/wevj16040212.
37. Gimenez, F. R., Mady, C. K., & Henriques, I. B. Assessment of different more-electric and hybrid-electric configurations for long-range multi-engine aircraft. *Journal of Cleaner Production*, 2023, vol. 392, article no. 136171. DOI: 10.1016/j.jclepro.2023.136171.
38. Mauro, G. D., Corcione, S., Cusati, V., Marciello, V., Nicolosi, F., & Guide, M. The Potential of Structural Batteries for Commuter Aircraft Hybridization. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2023, vol. 32, iss. 1, pp. 3871-3880. DOI: 10.1007/s11665-023-07856-y.
39. Abratowski, P. Concepts of Commercial Aircraft with Hybrid Propulsion. In: *The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence. ISEAS ISUDEF 2023, Sustainable Aviation*, Springer, Cham, 2024, pp. 159-164. DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_24.
40. Kang, L., Sun, Y., Smith, H., & Mao, J. The Effects of the Degree of Hybridisation on the Design of Hybrid-Electric Aircraft Considering the Balance between Energy Efficiency and Mass Penalty. *Aerospace*, 2023, vol. 10, iss. 2, article no. 111. DOI: 10.3390/aerospace10020111.
41. Eisenhut, D., Bender, A., Grüning, N., Mangold, J., & Strohmayer, A. Comparison of Actual Hybrid-Electric Flights with a Digital Twin in a Preliminary Aircraft Design Environment. *Aerospace*, 2025, vol. 12, iss. 5, article no. 401. DOI: 10.3390/aerospace12050401.
42. *Aircraft Review : Evektor EV-55 Outback by Auctusdelineations*. Available at: <https://xplanereviews.com/index.php?/forums/topic/648-aircraft-review-evektor-ev-55-outback-by-auctusdelineations/>. (Accessed 02.04.2023).
43. Loginov, V., Pushylin, O., & Tsaglov, O. Review and Analysis of Integration Properties of an Aircraft with a Hybrid Power Plant. In: *The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence. ISEAS ISUDEF 2023, Sustainable Aviation*, Springer, Cham, 2024, pp. 61-85. DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_9.

Надійшла до редакції 10.02.2025, розглянута на редколегії 15.05.2025

IMPROVEMENT OF THE INTEGRAL INDICATOR FOR ASSESSING THE CHARACTERISTICS
OF A HYBRID POWER PLANT AS PART OF A PASSENGER AIRCRAFT

Oleksii Pushylin

The subject of the study in this article is the justification of the efficiency of various architectures of hybrid-electric propulsion system of the turbojet engines. These systems combine thermal energy generated in the combustion chamber of the turbojet engine with electrical energy supplied by onboard batteries or hydrogen fuel cells (FCs). **The purpose** of the study is to improve the integral indicator of hybridization of the power plant (PP) to assess the contribution of each energy source to the production of mechanical power on the propeller shaft of a hybrid turboelectric power plant (HTEPP). This improvement will broaden the ability to determine the degree of electrification of the PP components and the overall fuel consumption level. The main **tasks** include: establishing a comprehensive set of key indicators and criteria for evaluating the efficiency of different hybrid-electric propulsion architectures; improving the integral hybridization indicator by quantifying the amount and share of energy generated and consumed from available energy onboard sources. **The methods** employed in the study are system analysis, mathematical and simulation modeling, as well as retrospective and analytical methods. **The main results** are as follows: the study analyzed the application of key indicators and criteria in evaluating HTEPP performance. For further research, a sufficient set of main indicators and criteria was established for assessing the efficiency of various hybrid-electric propulsion architectures incorporating electric motors and FC, applicable to aircraft of different sizes. An improved integral indicator was proposed to assess HTEPP characteristics, specifically in the context of light passenger aircraft. The evaluation of HTEPP efficiency requires data on the quantity and share of energy generated and consumed from available onboard sources. The improved integral PP hybridization indicator has a clear physical interpretation, enabling assessment of the contribution of each energy type to the generation of mechanical power on the propeller shaft. **Conclusions.** The scientific novelty of the study lies in the enhancement of the conceptual framework for the PP hybridization indicator, which includes an integral assessment of hybridization level, considering the energy contribution of each source at different stages of the aircraft flight. Furthermore, the study contributes to the systematization of parameters, characteristics, and factors influencing the management of electrical and thermal energy supply throughout the entire flight cycle.

Keywords: integral indicator; hybrid power plant; turboprop engine; aircraft; fuel cell; electric motor.

Пушилін Олексій Євгенович – аспірант, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків;

Начальник Відділу установок наземного застосування, Конструкторський, науково-дослідний комплекс, АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Oleksii Pushylin – PhD Student, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv;
Head of the Department of Ground application installations, Design, research and development complex, Ivchenko-Progress JSC, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: pushilinae@ivchenko-progress.com, e-mail: pusilnaleksej@gmail.com, ORCID: 0000-0003-4481-835X.