

УДК 621.452.33

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.02

О. Є. ПУШИЛІН^{1,2}, В. В. ЛОГІНОВ³¹ Національний аерокосмічний університет

«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

² Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна³ Акціонерне товариство «ФЕД», Харків, Україна

УДОСКОНАЛЕНИЙ МЕТОД ОБҐРУНТУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА В СКЛАДІ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Розвиток сучасних авіаційних двигунів для цивільної авіації спрямований на зниження витрати палива та зниження викидів шкідливих речовин відповідно до планів, встановлених ICAO, IATA, UNEP та інших світових організацій. Цільові екологічні показники, які прийняті для експлуатації пасажирських літаків у 2035-2050 роках, можуть бути досягнуті лише за комплексного вдосконалення планера та силової установки. Альтернативним напрямом розвитку авіаційних двигунів є перехід до нових схем СУ, зокрема гібридних турбоелектричних силових установок (ГТЕСУ). **Актуальність дослідження** спрямована на вдосконалення наукового методу для обґрунтування ефективності застосування ГТЕСУ в складі літального апарату (ЛА). **Об'єктом дослідження** є процес обґрунтування раціонального параметричного та технічного обрисів енергетичної системи ГТЕСУ на базі турбогвинтового двигуна з електричним двигуном (ЕД) та паливними елементами (ПЕ) для пасажирського ЛА. **Предметом дослідження** є методи, моделі та закономірності щодо визначення раціональних характеристик енергетичної системи ГТЕСУ на базі турбогвинтового двигуна з ЕД та ПЕ для пасажирського ЛА. **Метою дослідження** є покращення характеристик енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном у складі пасажирського ЛА на основі розроблення методу визначення ступеня гібридизації енергетичної системи з ЕД та ПЕ. **Завдання дослідження**: обґрунтувати напрям покращення характеристик ГТЕСУ в складі пасажирського ЛА на основі застосування різного ступеня гібридизації турбогвинтового двигуна; обґрунтувати архітектуру енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном і спроектованим повітряним гвинтом у складі пасажирського ЛА; удосконалити метод і моделі для визначення параметричного та технічного обрисів енергетичної системи ГТЕСУ пасажирського ЛА. Використовуваними **методами** є метод системного аналізу, методи математичного та імітаційного моделювання, ретроспективний і аналітичний методи. **Основні результати** дослідження: удосконалено архітектуру енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном на основі розробки блоку утилізації води з ПЕ в повітряно-газовий тракт двигуна. Дістав подальшого розвитку метод і моделі визначення параметричного та технічного обрисів енергетичної системи ГТЕСУ для пасажирського ЛА. **Висновки**. Отримані результати дослідження узагальнені та формалізовані при розв'язуванні поставлених задач. Наукова новизна отриманих результатів полягає в удосконаленні архітектури енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном, розвитку методу й моделі визначення параметричного та технічного обрисів енергетичної системи ГТЕСУ в складі пасажирського ЛА. У подальших дослідженнях будуть визначені експлуатаційні характеристики та діапазон ефективного використання пасажирських ЛА на основі застосування нових архітектурних рішень ГТЕСУ на протязі всього польотного циклу ЛА.

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

1. Вступ

Розвиток сучасних авіаційних двигунів цивільної авіації спрямований на зниження витрат палива та зниження викидів шкідливих речовин відповідно до планів, встановлених ICAO, IATA, UNEP та інших організацій. Протягом кількох десятиліть існує екологічна стратегія розвитку авіації, задокументована в Flightpath 2050 [1]. Стратегія встановлює амбітні цілі

щодо скорочення викидів CO₂ під час польоту на 70%, викидів NO_x на 90% та зменшення рівня шуму порівняно з 2000 роком [2]. Цільові екологічні показники, прийняті для пасажирських літаків 2035-2050 років, можуть бути досягнуті лише за комплексного вдосконалення планера та силової установки. Істотне підвищення економічності та екологічності теплових двигунів лише традиційними способами (підвищення параметрів робочого процесу, ступеня



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

двоконтурності та ККД вузлів) досягло граничних значень. Необхідне дослідження нових проривних конструктивно-технологічних, інноваційних рішень у галузі створення авіаційних двигунів, силових установок (СУ) та планера літального апарату (ЛА).

Альтернативним напрямом розвитку авіаційних двигунів є перехід до нових схем силових установок, зокрема гібридних силових установок (ГСУ). Для досягнення цієї мети досліджуються кілька рішень, таких як електрифіковані літаки [3], літаки на водневому пальному [4] та стале авіаційне паливо (SAF) [5].

Впровадження гібридно-електричної технології різко відкрило простір проектування конструкції літаків завдяки розширенню комбінаторних можливостей на рівні літака. Це можливо змінить сучасну парадигму проектування літаків. Поєднання теплового та електричного двигунів дозволяє суттєво підвищити паливну ефективність літального апарату, знизити шкідливі викиди та підвищити економічність експлуатації. Проте ГСУ є новими та маловивченими об'єктами і тому завдання по створенню методів та інструментів для оцінки та аналізу показників їх ефективності у складі ЛА набуває високої актуальності.

Як відомо, накопичувач енергії є критично важливим компонентом для застосування на електричному ЛА. Визначено п'ять основних параметрів для оцінювання характеристик придатності: 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) і кількість циклів (кількість циклів заряджання/розряджання, які може пройти акумулятор) [6]. Серед варіантів накопичення енергії для майбутнього застосування на електричних ЛА переважають варіанти з ПЕ та батареї.

Основними технічними показниками щодо реалізації проектів є одержання необхідної електричної потужності від ПЕ на борту ЛА [7].

У роботах [8 - 10] 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 методики 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.

У документах [11, 12] розглядається 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.

У статті [13] оцінюється потенціал гібридно-електричного літака на паливних елементах, що працює на водні та газі. Розроблено та представлено методологію концептуального дизайну однофазного гібридно-електричного літака малої дальності. Оцінюється вплив літака на навколишнє середовище. Результати показують, що для одного гібридно-електричного літака, 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 [14] 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. У разі використання цієї технології як бортового генератора електроенергії на великих комерційних літаках, можна також використовувати побічні продукти, такі як тепло реакції, технічна вода та газ із низьким вмістом кисню. Як відомо, перевага ПЕ полягає в тому, що він виробляє теплову енергію, воду, яка утворюється в результаті реакції водню та кисню, а також збіднені киснем вихлопні гази як побічні продукти. Але ПЕ має значно гіршу вагову та об'ємну питому потужність порівняно з ГТД.

Завдяки наявним технологіям створення акумуляторних батарей щільність енергії електрохімічних акумуляторів приблизно в 40 разів менша, ніж у гасу. З поточною щільністю енергії акумуляторів близько 230 Вт·год/кг для літій-іонних акумуляторів, повністю електричний літак може подолати меншу дальність польоту та мати дуже обмежене корисне навантаження. З огляду на поточний прогрес у технології акумуляторів, щільність енергії акумуляторів подвоюється кожні 23 роки [15], тому малоімовірно, що повністю електричний великий транспортний

літак буде розроблений найближчим часом. Так само, літаки на водневому паливі все ще мають багато задач для вивчення. Сьогодні існують додаткові труднощі для розвитку паливної інфраструктури та забезпечення галузі зеленим воднем. SAF може зменшити попит на паливо на нафтовій основі, але не зменшить вуглецевий слід швидко. Існує також значна проблема щодо того, як перейти на SAF, не впливаючи на ціну на продукти харчування. Тому це дослідження зосереджене на вивченні архітектури енергетичної системи гібридного літака, яка може бути запропонована у якості середньострокового рішення для скорочення шкідливих викидів. Це може заповнити існуючу прогалину та забезпечити довгострокове рішення.

Наукові дослідження [16 - 18] зосереджені на визначенні експлуатаційних характеристик електричних літальних апаратів, зокрема гібридно-електричних. Такі параметри, як дальність польоту та тривалість польоту, надають важливу інформацію про характеристики літального апарату. Як відомо, класичне визначення дальності польоту для літака на традиційному паливі називається рівнянням дальності Бреге [19, 20]. Рівняння дальності для повністю електричних літальних апаратів було виведено у роботі [21] і також є добре визнаним. Однак рівняння дальності для гібридно-електричних літальних апаратів досі обговорюється. Автори роботи [22] поділяють рівняння дальності на різні режими на основі потужності, доступної для руху літального апарату, та потужності, необхідної для руху літального апарату. Однак їхній вираз для дальності не враховує логарифмічний член, який є результатом споживання палива протягом усього польоту. Їхній висновок помилово враховує постійну масову витрату палива протягом усієї місії. Автори у своїй роботі [23] спочатку витрачають одне джерело енергії (паливо), а потім перемикаються на інше джерело енергії (акумулятори) пізніше під час польоту. Це допомагає збільшити дальність польоту літака зі зменшенням ваги, але також призводить до значного збільшення розмірів компонентів двигуна для 100% функціонування. Автори роботи [24] виводять власне рівняння дальності, а також вводять новий коефіцієнт продуктивності, а саме енергетичний коефіцієнт, який використовується для порівняння літаків з різними силовими установками. Крім того, хоча їхнє рівняння дальності досягає дальності повністю заправленого літака в граничному випадку ($\phi = 0$), у повністю електричному граничному випадку ($\phi = 1$) воно не досягає рівняння дальності повністю електричного літака. Деякі з отриманих виразів дальності мають окремі компоненти для різних джерел енергії, де вага одного компонента (палива) зменшується, а іншого (акумуляторів) залишається незмінною [25, 26].

Однак, прямого додавання двох дальностей польоту (для повністю заправлених паливом та повністю електричних) буде недостатньо, оскільки умови в обох випадках різні. Проте в роботі [19] автори опублікували рівняння дальності польоту для постійного розподілу потужності. Їхній висновок для гібридно-електричного літака з постійним розподілом потужності задовольняє обидва граничні випадки. Таким чином, для $\phi = 0$ гібридно-електричне рівняння зводиться до рівняння Бреге, тоді як для $\phi = 1$ гібридне рівняння зводиться до рівняння електричної дальності польоту.

В роботі [27] пропонується нове рівняння дальності польоту для гібридно-електричного літака. У статті переглянуто теорію рівняння дальності польоту для гібридно-електричного літака з постійним розподілом потужності, опубліковану раніше в літературі, та запропоновано нове визначення ступеня гібридизації (ϕ) на основі ефективності, яке включає ефективність електричної або паливної трансмісії. У статті показано, що ефективність відповідних трансмісій відіграє значну роль в оцінці дальності польоту гібридно-електричного літака. У статті показаний зв'язок між щільністю енергії акумулятора, ефективністю силової установки та модифікацією визначення ступеня гібридизації ϕ з дальністю польоту літака. Показано, що для кожної конструкції літака існує поріг щільності енергії акумулятора, для якого дальність польоту літака стає незалежною від ступеня гібридизації.

В роботах [28, 29] проведено оцінювання ефективності застосування гібридних СУ різних схем, електричної та традиційної СУ у складі пасажирського літака місцевих повітряних ліній місткістю до 19 пасажирів. Базовим варіантом для порівняльної оцінки є літак із традиційною СУ на основі двох ТГвД типу H80-200 (GE Aviation Czech). Розглянуто класичну СУ на основі двох ТГвД, гібридну СУ послідовної схеми на основі ТГвД, гібридну СУ паралельної схеми на основі гібридного ТГвД (з інтегрованою в редуктор оборотною електричною машиною), "частково турбоелектричну" СУ на основі двох таких двигунів з вимиканням газогенератора одного з них у польоті та повністю електричну СУ. Значення параметрів під час моделювання класичної СУ прийнято на рівні технологічного розвитку 2020 і 2030 років, під час моделювання гібридних і електричної СУ - на рівні 2030 року. Як критерії ефективності було використано такі параметри, як середня кілометрова витрата палива, енергетична ефективність і максимальна дальність польоту при заданій злітній масі літака.

В роботі [30] як прототип обрано літак злітною масою 6600 кг із комерційним навантаженням 1800 кг (19 пасажирів). Як об'єкт досліджень розглядають

гіпотетичний 19-місцевий літак типу L-410 і Ан-28. СУ побудована на базі двох двигунів H80-200 фірми GE Aviation Czech, із п'ятилопатеви́ми гвинтами V510 розробки компанії AVIA Propeller, які мають флюгерне та реверсивне положення, обмежувач частоти обертання та можливість плавної зміни кута встановлення лопатей в усьому діапазоні.

У роботах [31, 32] аналізуються різні архітектури гібридної електричної СУ. Порівнюються два незалежно розроблені підходи для гібридно-електричної концептуальної конструкції літаків. Існуючі літаки на 19 та 50 місць вибираються як звичайна базова лінія, і обидва інструменти використовуються для дослідження цього літака. Потім дослідження характеристик літака повторюється в розгляді гібридно-електричної технології руху.

Як відомо, гібридно-електричні рушійні системи існують у різних конфігураціях, але найпоширенішими є послідовно-гібридні та паралельно-гібридні [33, 34]. Основою класифікації є спосіб подачі енергії на гвинт. У послідовно-гібридній силовій установці гвинт завжди приводиться в рух електро-двигуном. Він може живитися від акумулятора або електрично від генератора, який, у свою чергу, приводиться в рух газовою турбіною, що працює на паливі. Іноді послідовно-гібридно-електричні архітектури зображуються без акумуляторного джерела (відома як турбоелектрична архітектура [35, 36]). У цьому випадку виникатимуть значні викиди, оскільки газова турбіна працюватиме протягом усього періоду роботи.

Теорія і практика дослідження ефективності подібних об'єктів вимагають від авіаційних інженерів необхідних додаткових знань на межі декількох спеціалізацій, таких як електротехніка, електрохімія та інші. Впровадження гібридно-електричної технології значно розширює простір проектування та інтеграцію підсистем ЛА.

Використання електроенергії протягом польотного циклу може дозволити знизити витрати пального за польотний цикл, а також суттєво підвищити екологічність, забезпечити необхідну надійність та збільшити ресурс ГСУ. Наявність подвійного джерела потужності в енергетичній системі ГСУ дозволяє підбирати режими роботи газогенератора і електродвигуна в різних умовах польоту. При цьому оптимізувати витрати палива, рівні шуму та емісії шкідливих речовин. В даний час актуальним напрямком дослідження ГСУ є визначення сфери їх раціонального застосування в авіаційній техніці, впливу їх застосування на інтегральні та динамічні характеристики ЛА, а також визначення оптимальних параметрів компонентів ГСУ та оптимального способу управління ГСУ протягом польотного циклу.

Важливим напрямом досліджень є удосконалення методу і моделей щодо визначення раціональних характеристик енергетичної системи ГСУ на базі турбогвинтового двигуна з ЕД та ПЕ для пасажирського літального апарату

Саме тому метою роботи є покращення характеристик енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном у складі пасажирського ЛА на основі розроблення методу визначення ступеня гібридизації енергетичної системи з ЕД та ПЕ.

2. Постановка задачі дослідження

Огляд та аналіз науково-технічної інформації щодо визначення основних показників та критеріїв ГСУ показує основні напрямки дослідження:

1. Функціонування гібридно-електричної СУ потенційно є компромісом між високоефективною системою перетворення електричної енергії, але з меншою ємністю енергії, і менш ефективною, але високою ємністю енергії на основі перетворення енергії палива. Ступінь електрифікації визначає розмір компонентів СУ, а стратегія експлуатації визначає витрату палива. Більш того, стратегія керування живленням визначає розподіл потужності між двома джерелами, на основі якого визначається розмір компонентів. Для визначення цього поділу розроблено два широко відомі показники: ступінь гібридизації для потужності (H_p), ступінь гібридизації для енергії (H_E).

2. Для оцінювання 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.

3. Показники ефективності ГТЕСУ у складі ЛА повинні враховувати кількісний розподіл електричної енергії від джерел енергії до споживачів.

4. 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.

Таким чином, аналіз параметричного обрису перспективного пасажирського ЛА показує необхідність наявності двох енергетичних систем, які вимагають раціонального поєднання в одній складній технічній системі – ЛА з ГТЕСУ. Раціональна інтеграція СУ з планером 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.

На основі аналізу напрямків гібридизації ЛА обрано напрям дослідження – синтез компонувань пасажирських літаків з раціональним поєднанням льотно-технічних характеристик та екологічних характеристик. За основу дослідження прийняті відомі та добре апробовані теоретичні методи аеродинаміки, теоретичні та експериментальні методи теорії двигунів.

Досягнення визначеної мети дослідження передбачає:

- аналіз шляхів покращення екологічних характеристик літальних апаратів, визначення потрібного ступеню гібридизації пасажирських літаків для досягнення високого рівня екологічних індикаторів розвитку двигунів для літаків цивільного призначення; аналіз шляхів покращення льотно-технічних характеристик літаків цивільного призначення застосуванням сучасних компонувальних рішень;

- удосконалення та верифікацію теоретичного методу визначення основних аеродинамічних та льотно-технічних характеристик синтезованих компонувань літаків цивільного призначення;

- проведення параметричних досліджень впливу параметрів компонувань літаків цивільного призначення на їх льотно-технічних характеристик для виявлення особливостей цих характеристик у синтезованих компонуваннях літаків цивільного призначення;

- оцінювання рівня льотно-технічних характеристик літаків цивільного призначення з ГСУ та розробку практичних рекомендацій для покращення екологічних характеристик літаків цивільного призначення апаратів при непогіршенні їх льотно-технічних характеристик.

Формалізована постановка задачі синтезу компонування літаків цивільного призначення для досягнення високого рівня їх екологічних індикаторів: дано – $\bar{X}$ множина допустимих варіантів проектно-конструкторських рішень, $\bar{U}$ - множина обмежень. Необхідно визначити вектор конструктивних параметрів $\bar{X}^* \in X$, якому відповідає мінімальне значення цільової функції $F(\bar{x}, \bar{u})$ на множині обмежень U :

$$\bar{X}^* = \underset{\substack{\bar{x} \in X \\ \bar{u} \in U}}{\text{Arg min}} F(\bar{x}, \bar{u}), \quad (1)$$

де $\bar{X} = \bar{X}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ - вектор параметрів компонування літака;

$\bar{U} = \bar{U}(u_1, u_2, \dots, u_k)$ - вектор обмежень, які накладаються на параметри літака.

Часткове завдання компонування літака цивільного призначення з ГСУ також формулюється як завдання багатокритеріальної дискретної оптимізації:

$$\bar{X}^* = \underset{\substack{\bar{x} \in X \\ \bar{u} \in U}}{\text{Arg min}} \xi_{\text{потр}}(\bar{x}, \bar{u}), \quad (2)$$

де $\bar{X}^*$ – вектор оптимальних параметрів літака;

$\xi_{\text{потр}}$ – максимальний потрібний частковий показник гібридизації СУ;

$\bar{X} = \bar{X}(x_1, x_2, x_3)$ - вектор параметрів літака;

$\bar{U} = \bar{U}(u_1, u_2, u_3, u_4, u_5)$ – вектор обмежень, які накладаються на параметри літака;

$x_1 = K \times M$ – добуток аеродинамічної якості літака на число Маха його крейсерського польоту;

$x_2 = B$ – навантаження на площу повітряного гвинта;

$x_3 = m_{\text{зл}}$ – злітна маса літака цивільного призначення;

$u_1 = K \times M = \text{const}$ – обмеження по непогіршенню аеродинамічних та льотно-технічних характеристик літака;

$u_2 = n = \text{const}$ – кількість двигунів силової установки літака;

$u_3 = D_{\text{гр}} = \text{const}$ – обмеження максимально-можливого діаметра повітряних гвинтів в компонуванні двигунів ГТЕСУ з планером літака;

$u_4 = m_{\text{зл max}}$ – максимальна злітна маса літака.

При прийнятих обмеженнях часткове завдання компонування літака з ГСУ спрощується та ставиться як завдання однокритеріальної дискретної оптимізації:

$$X^* = \underset{\substack{x \in X \\ u \in U}}{\text{Arg min}} \xi_{\text{потр}}(x, u). \quad (3)$$

Ключовим моментом вирішення поставленого завдання є визначення потрібного часткового показника гібридизації СУ.

3. Результати

Дослідницькі проекти забезпечують прямий шлях не лише до досягнення мети, але і потенційно до переходу на альтернативні види двигунів та енергію шляхом конвергенції різних нових технологій. Кінцевим результатом розвитку та інтеграції цих технологій є авіаційна система з тихою, ефективною СУ, яка не виробляє вуглекислий газ, оксиди азоту та тверді частинки.

На основі огляду і аналізу сучасних дослідницьких проектів та існуючих демонстраторів у світі, та з метою зниження шкідливих викидів, пропонується провести дослідження для трьох схем ГТЕСУ:

Схема 1: ГТЕСУ із застосуванням водню для впорскування в камеру згоряння та подачі водню в ПЕ (рис. 1);

Схема 2: ГТЕСУ із застосуванням гасу для впо-
рскування в камеру згоряння та подачі водню в ПЕ
(рис. 2);

Схема 3: ГТЕСУ із застосуванням гасу для впо-
рскування в камеру згоряння та перетворенням во-
дню із гасу для подачі в ПЕ (рис. 3).

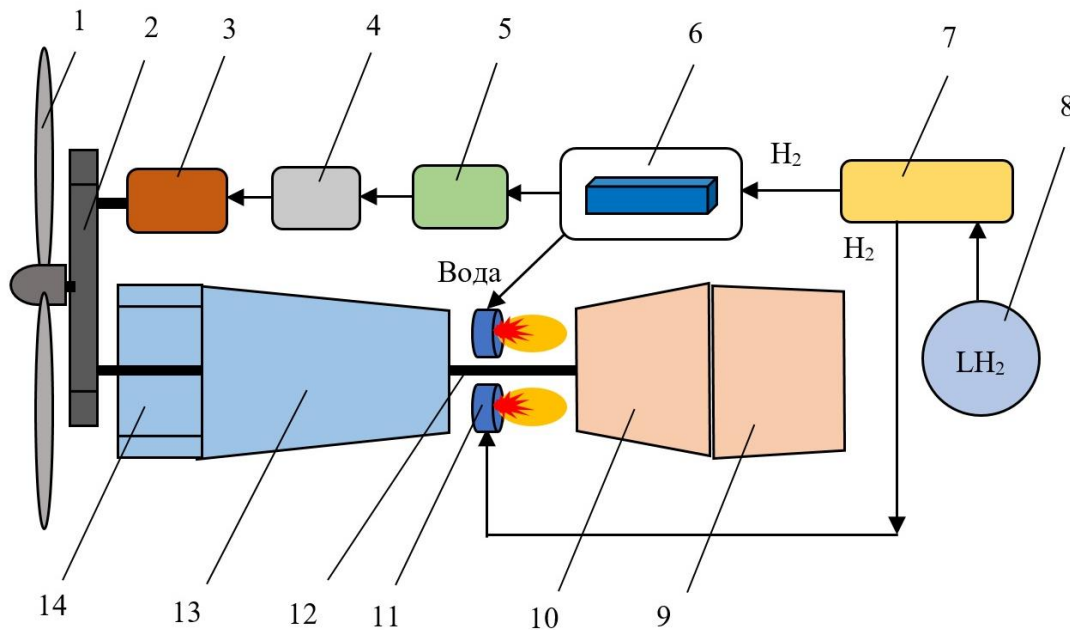


Рис. 1. Схема ГТЕСУ з ТГвД (із застосуванням рідкого водню для камери згоряння та ПЕ):
1 – Повітряний гвинт; 2 – Редуктор; 3 – Електричний двигун; 4 – Система керування та розподілу електроенергії; 5 – Акумуляторна батарея; 6 – Енергетичний блок з ПЕ; 7 – Випарник водню;
8 – Бак з рідким воднем; 9 – Вихідний пристрій двигуна; 10 – Турбіна; 11 – Камера згоряння;
12 – Вал двигуна; 13 – Компресор; 14 – Вхідний пристрій двигуна

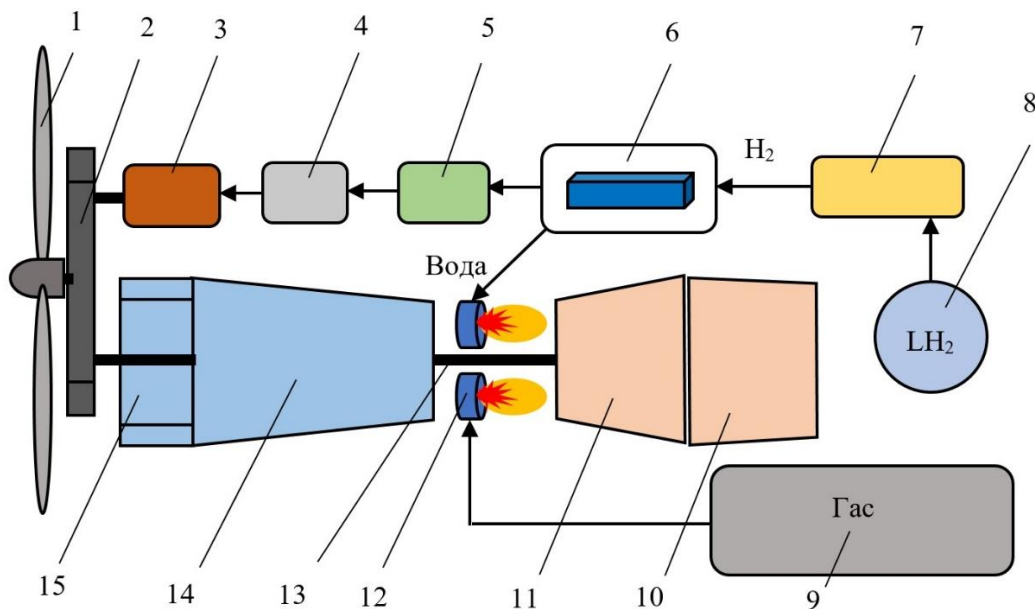


Рис. 2. Схема ГТЕСУ з ТГвД (із застосуванням гасу та рідкого водню для ПЕ):
1 – Повітряний гвинт; 2 – Редуктор; 3 – Електричний двигун; 4 – Система керування та розподілу електроенергії; 5 – Акумуляторна батарея; 6 – Енергетичний блок з ПЕ; 7 – Випарник водню;
8 – Бак з рідким воднем; 9 – Бак з вуглеводневим паливом; 10 – Вихідний пристрій двигуна; 11 – Турбіна;
12 – Камера згоряння; 13 – Вал двигуна; 14 – Компресор; 15 – Вхідний пристрій двигуна

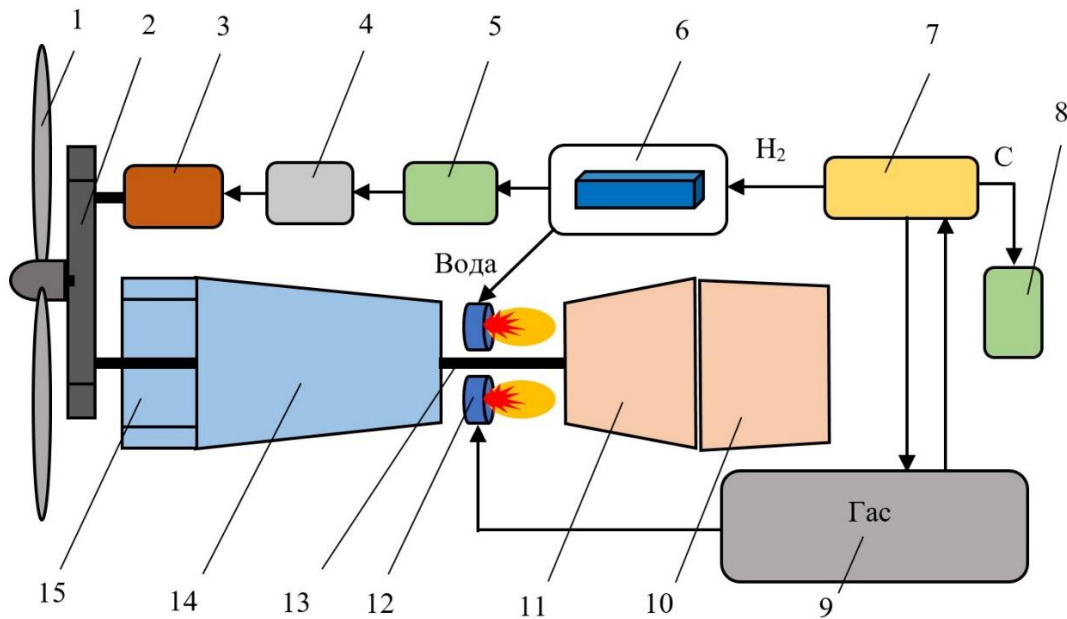


Рис. 3. Схема ГТЕСУ з ТГвД (із перетворенням водню із гасу для ПЕ):

1 – Повітряний гвинт; 2 – Редуктор; 3 – Електричний двигун; 4 – Система керування та розподілу електроенергії; 5 – Акумуляторна батарея; 6 – Енергетичний блок з ПЕ; 7 – Установка парового риформінгу; 8 – Уловлювач сажі; 9 – Бак з вуглеводневим паливом; 10 – Вихідний пристрій двигуна; 11 – Турбіна; 12 – Камера згоряння; 13 – Вал двигуна; 14 – Компресор; 15 – Вхідний пристрій двигуна

Проведено формування та дослідження енергетичної системи для сучасної гібридної турбоелектричної силової установки (ГТЕСУ), яка складається з елементів:

- турбогвинтовий двигун (ТГвД);
- повітряний гвинт (ПГ);
- редуктор;
- електричний двигун (ЕД);
- енергетичний блок з паливними елементами (ПЕ);
- блок акумуляторних батарей (АБ);
- установка парового риформінгу;
- уловлювач сажі;
- силові електричні кабельні лінії;
- система автоматичного керування та розподілу електроенергії.

Формування енергетичної системи сучасної ГТЕСУ враховує систему утилізації води із стека ПЕ в основну камеру згоряння ТГвД. Такий спосіб прийнятий для реалізації з метою зниження рівня шкідливих викидів NO_x із теплового двигуна та зменшення повної температури газу перед газовою турбіною.

При проведенні чисельного дослідження прийняті допущення, які реалізовані при формуванні архітектури енергетичної системи ГТЕСУ:

- Стек ПЕ завжди працює на номінальному рівні потужності (максимальний ККД).

– На етапах зльоту і набору висоти, додатково споживається електрична потужність із АКБ.

– На етапі зниження літака, блок ПЕ заряджає АКБ до рівня заряду.

– Тип ПЕ – паливні елементи з високотемпературною протонообмінною мембраною (PEMFC High Temperature), робоча температура – 150 °С, робоче тіло – чистий водень.

– Втрати водню в енергетичній системі не враховані.

– Теплова енергія, яка виділяється при роботі блоку ПЕ, витрачається на випаровування і нагрівання водню до робочої температури, а також скидається в навколишній простір.

У систему ПЕ входять такі елементи:

- Набір (стек) ПЕ;
- Воднева підсистема – регулює температуру водню, що надходить у ПЕ;
- Охолоджувальна підсистема – відводить зайве тепло від системи, яке може бути використане для зовнішніх цілей;
- Повітряна підсистема - регулює вхідне повітря до певної вологості, швидкості потоку, тиску та температури;
- Система безпеки - пасивний та активний захист, заснований на безперервному моніторингу та керуванні системою;
- Система управління – моніторинг та управління процесом у системі ПЕ;

– Модуль охолодження - забезпечує внутрішній замкнутий контур системи охолодження та інтерфейс переходу до зовнішнього контуру, що охолоджує.

– Електронний модуль - перетворює та стабілізує вихідну напругу від стеку ПЕ;

– Повітряний фільтр - забезпечує хімічну фільтрацію повітря, що подається відповідно до вимог стеку ПЕ.

Конвертор DC/DC підвищує та стабілізує вихідну напругу ПЕ (800 VDC).

Як видно із запропонованих схем (рис. 1-3), для всіх досліджуваних схем ГТЕСУ використовуються ПЕ. Воду, як кінцевий продукт реакції, пропонується використовувати в робочому процесі теплового двигуна шляхом впорскування в основну камеру згоряння (ОКЗ). Як відомо, впорскування води в камеру згоряння значно зменшує шкідливі викиди [37], насамперед оксиди азоту (NO_x), чадний газ (CO) та незгорілі вуглеводні (UHC). Це досягається шляхом зниження температури згоряння, що зменшує швидкість утворення NO_x , а також допомагає зменшити утворення CO та UHC . Вода знижує максимальну температуру циклу та значно зменшує викиди NO_x до 70%. Аналіз змін тиску в робочому процесі показує, що тиск вихлопних газів збільшується з підвищенням температури вихлопу через повільне згоряння. Вода також дещо збільшує пікові коливання тиску.

В роботі [38] проведені дослідження впливу кількості водяної пари на полум'я та NO_x , що виділяються в результаті згоряння. Результати показали, що зі збільшенням відсотка впорскування води відбувалися значні зміни в картині температури та тиску в камері згоряння. Результати показали, що загальний ККД циклу Брайтона можна збільшити в режимі без впорскування з 91% до 95% для режиму камери згоряння шляхом впорскування 8% водяної пари. Крім того, збільшення більш ніж на 8% водяної пари не матиме значного впливу на ККД газової турбіни та зменшить витрату палива.

Потенціал водневих технологій поширюється на електричні літаки дальністю польоту до 7000 км з використанням ПЕ типу НТ-РЕМFC потужністю приблизно 3 кВт/кг. Організація раціонального багатofазного робочого процесу у ГСУ дає змогу суттєво скоротити кількість викидів NO_x із двигуна [39]. Але це вимагає зміни конструкції елементів двигуна і планера літака. Найефективнішим методом впорскування води для зменшення викидів є пряме впорскування води в камеру згоряння.

Результати досліджень багатьох організацій показали, що впорскування води в камеру згоряння призводить до значних змін в картині температури та тиску в камері згоряння. Експерименти показують,

що при впорскуванні пари зі швидкістю 2% від загального потоку повітря можна зменшити викиди NO_x до 50%, а при впорскуванні 4% – досягається скорочення викидів NO_x на 75%. Це може знизити загальний рівень шкідливих викидів та допомогти знизити температуру в турбінній секції двигуна. Покращення терміну служби гарячої секції двигуна дозволить збільшити ресурс турбіни та зменшить витрати на технічне обслуговування двигуна.

Таким чином, попередня схема системи подачі та впорскування води в КЗ складається з компонентів:

- бак для зберігання води, яка надходить з паливного елемента та є продуктом реакції;
- електроприводний насос змінного струму високого тиску;
- елементи та обладнання системи заповнення, зливу та індикації кількості води в баку;
- трубку-колектор для підведення води у паливну форсунку;
- контролер упорскування води з електромеханічним дозатором.

Для дослідження кожної схеми (рис. 1-3) проведені підготовчі розрахунки початкових даних щодо льотно-технічних характеристик ЛА та його СУ. При удосконаленні чисельного методу дослідження проведено удосконалення статичної математичної моделі ТГвД АІ-450С та ТВЗ-117ВМА-СБМ1, що дають змогу проводити розрахунки параметрів ТГвД у всьому діапазоні експлуатації двигунів. Виконані розрахунки впливу впорскування води до КЗ для значень вологовмісту $d = 0$ та $d = 0,04$. Для верифікації впливу впорскування води на зниження температури потрібне проведення додаткових досліджень.

Отримані результати демонструють, що:

- впорскування води на вході до КЗ залежно від режиму та умов експлуатації дозволяє знизити температуру газу на вході до турбіни газогенератора на 5,5-8 %, що також зменшить шкідливі викиди NO_x ;
- для кожного режиму та умов експлуатації існують обмеження максимального значення витрати води, що можна впорскувати на вході до КЗ не порушуючи надійну роботу двигуна;
- індивідуальні характеристики вузлів, режим роботи та умови експлуатації ТГвД дуже впливають на ефект від впорскування води до КЗ;
- для ефективного використання системи впорскування води необхідно виконувати коригування законів керування з урахуванням режиму роботи і умов експлуатації.

Для визначення максимальних значень вологовмісту для кожного окремого типу ТГвД у всьому висотному діапазоні експлуатації необхідні додаткові дослідження під час проведення льотних випробувань. Кількість рідини і максимальний приріст

потужності також обмежується запасом стійкої роботи компресора.

Для визначення ефективності застосування ефекту впорскування води до КЗ досліджується польотний цикл ЛА з уточненням роботи двигунів та програми керування енергетичною системою для сучасної ГТЕСУ. Аналіз польотного циклу пасажирського літака показує, що впорскування води безпосередньо в камеру згоряння найкраще використовувати лише під час зльоту та на ділянці набору висоти. На ефективність впорскування води всередину камери згоряння ГТД впливають параметри положення форсунок, напрямку та масової витрати водяного розпилення.

З метою дослідження характеристик енергетичної системи сучасної ГСУ удосконалений метод і моделі для визначення параметричного та технічного

обрис енергетичної системи ГТЕСУ з ТГВД для пасажирського ЛА. Науково-методичний апарат наведено на рис. 4.

В основі такого підходу лежить поетапне та системне дослідження параметричного обрис системи "Гібридна СУ - ЛА". Вибір варіанта конструктивно-компонувального рішення проекту з найкращими характеристиками життєвого циклу (ЖЦ) передбачає особливості науково-методичного характеру, що підкреслюють вагомість та значущість технічних рішень на стадії технічних прогнозів.

Враховуючи складність та комплексність наукового завдання, виділені етапи проектування підсистем ЛА побудовані за безперервним модульним принципом. Виконання початкових етапів проектування ЛА є безперервним моніторингом процесу створення об'єкта.

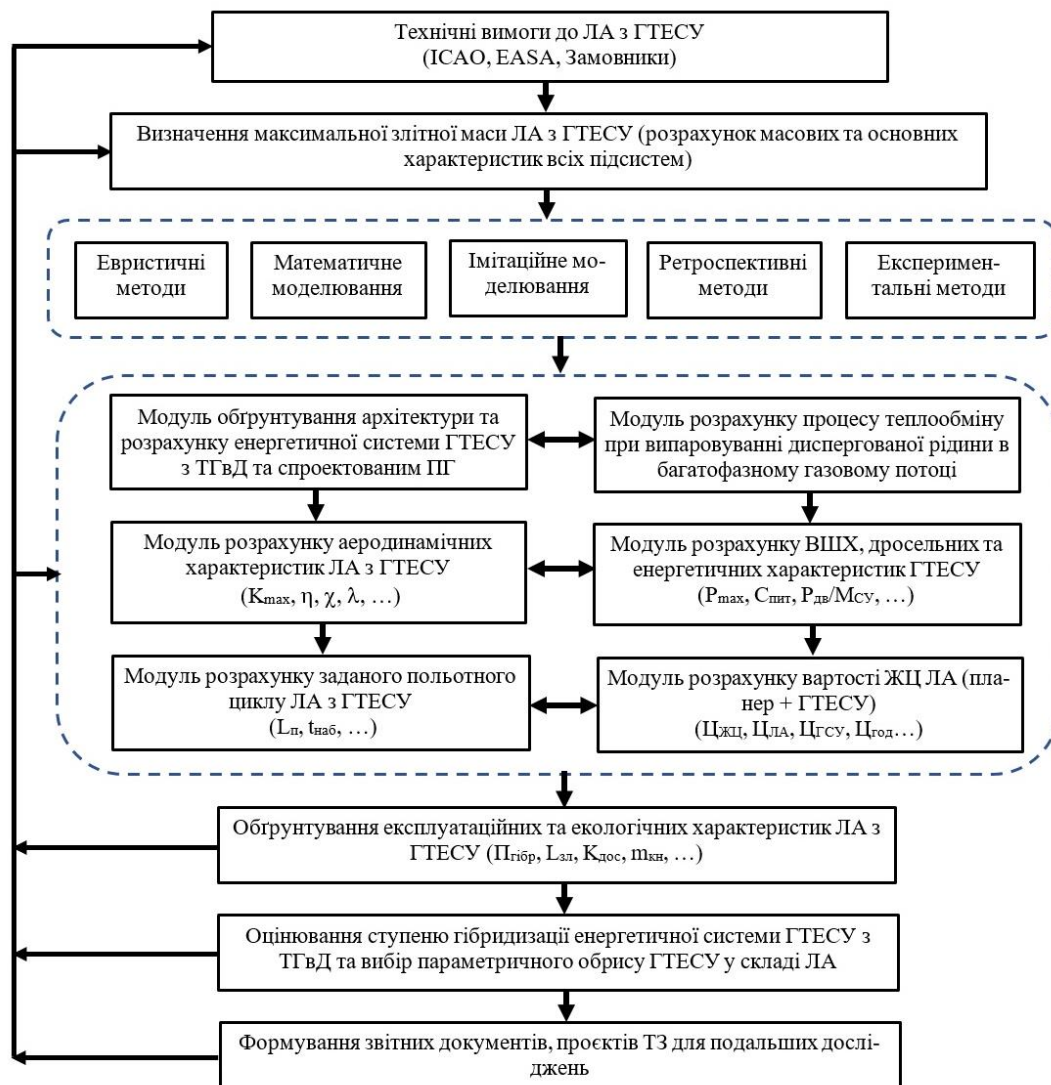


Рис. 4. Схема науково-методичного апарату для формування параметричного обрис ГТЕСУ у складі ЛА

Область допустимих значень характеристик літака визначається заданими обмеженнями, наприклад, на максимальну допустиму злітну масу, масу палива, радіус дії, довжину розбігу та пробігу та ін. Перераховані обмеження відповідають характеристикам як базового літака, так і проекту. За базовий об'єкт приймається літак, з яким порівнюються усі проектні варіанти. У свою чергу, значення цільової функції залежить від льотних властивостей та маси цільового навантаження літака.

З позиції системи вищого рівня організації оптимальним може вважатися варіант проекту, який задовдає екстремуму цільової функції розвитку системи при заданих обмеженнях. У разі ресурсних обмежень оптимальним справедливо вважати проект, який забезпечує максимум ефективності системи.

Завдання пошуку екстремуму вирішується накладенням обмежень на вартість ЖЦ створюваного проекту, що акумулює витрати всіх видів ресурсів у вартісному вираженні. Для цього вводиться показник або критерій, який повинен вказувати на глобальний оптимум льотних та техніко-економічних характеристик літака в цілому. Цей оптимум забезпечує максимальне використання науково-технічних можливостей, реалізованих у проектах перспективних літаків.

При дослідженнях приймається, що маса ГТЕСУ зростає зі збільшенням маси двигуна, маса загального устаткування зростає зі збільшенням маси планера порожнього літака всіх проектних варіантів, маса цільового устаткування зростає зі збільшенням маси цільового навантаження.

Кінцевою метою техніко-економічного аналізу проекту літака є вибір найкращої альтернативи з безлічі варіантів із різними льотно-технічними та техніко-економічними характеристиками. Деякий вектор цих характеристик за інших рівних умов забезпечує цілком певну величину ефективності застосування ЛА. Кожна характеристика ГТЕСУ та планера літака більшою чи меншою мірою впливає на рівень ефективності застосування літака, при цьому зв'язки між окремими характеристиками можуть бути суперечливими. І тут до аналізу залучаються вартісні показники, що зумовлюють об'єктивність вибору проекту. При цьому зв'язок льотно-технічних та техніко-економічних характеристик із вартісними показниками проявляється безпосередньо через конструктивно-технологічні параметри та експлуатаційні характеристики підсистем літака. Розбіжність цих параметрів зумовлює відмінність чинників та закономірностей формування вартості ЖЦ літака. Як наслідок, ті самі проектно-конструкторські рішення по-різному впливають на вартість ЖЦ літака в цілому. Саме тому варіанти з приблизно однаковими льотно-технічними характеристиками мають різну

вартість ЖЦ та, навпаки, варіанти з однаковою вартістю ЖЦ мають різні льотно-технічні характеристики. Це дає можливість серед проектів з рівноцінними льотно-технічними характеристиками, вибрати варіант з мінімальною вартістю ЖЦ.

За результатами оцінювання технічних та економічних характеристик ЛА вибирається параметричний обрис ГСУ, а отже, і конструктивно-компонувальні рішення щодо варіанта ЛА при використанні відповідних показників. Для оцінки взаємозв'язку між зміною льотно-технічних характеристик та зміною вартості ЖЦ ГСУ нового (модернізованого) ЛА порівняно з існуючим (базовим) варіантом літака використовується показник гібридизації СУ у складі ЛА. З його використанням узгоджується доцільність створення нового чи глибини модернізації варіанта літака з гібридною СУ.

3.1. Загальний та частковий показники гібридизації літака цивільного призначення

Особливістю гібридної ГТЕСУ літака є наявність, окрім газотурбінних двигунів ГТД ще і електричних двигунів. При цьому, для літаків з повітряним гвинтом (ПГ) в якості рушіїв основними є три схеми ГСУ:

- послідовна - ПГ приводяться безпосередньо ЕД;
- паралельна - ЕД знаходяться на одному валу з ГТД;
- послідовно-паралельна - приводи одних ПГ за послідовною схемою, а інших ПГ - за паралельною схемою.

Енергія, доступна ГТЕСУ включає дві складові – теплову та електричну:

$$E_{\Sigma} = E_{TE} + E_{EE}, \quad (4)$$

де E_{TE} – максимальна доступна теплова енергія від вуглеводневого палива, яке міститься на борту літака, Вт;

E_{EE} – максимальна доступна електрична енергія, Вт.

Величина теплової енергії без врахування витрати на генерацію електричної енергії для живлення систем навігації, авіоніки, освітлення та кондиціонування салону, кабін:

$$E_{TE} = E_{AF} + E_{SAF} + E_{H_2}, \quad (5)$$

де E_{AF} – використання авіаційного пального (керосин), кг/год;

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

E_{H_2} – використання водню, кг/год.

В величину електричної енергії E_{EE} не входять витрати електричної енергії на живлення систем

навігації, авіоніки, освітлення та кондиціонування салону, кабін.

З урахуванням складових енергій загальний показник гібридизації СУ має вигляд:

$$P_{ГСУ} = \frac{E_E}{E_{\Sigma}}. \quad (6)$$

Загальний показник гібридизації СУ має фізичний зміст частки електричної енергії у загальній кількості доступної ГСУ енергії. При $P_{ГСУ} = 0$ СУ літака використовує виключно теплову енергію, при $P_{ГСУ} = 1$ СУ літака використовує виключно електричну енергію. При $0 < P_{ГСУ} < 1$ СУ літака використовує електричну та теплову енергії в певному співвідношенні.

В такому вигляді показник гібридизації СУ без введення додаткових умов та обмежень не дозволяє визначити оптимальне співвідношення між електричною та тепловою енергіями в СУ літака. Як відомо, кожна з властивостей літака пропорційна масі речовини, яка забезпечила виникнення та існування цієї властивості, при цьому коефіцієнт пропорційності виражає рівень розвитку техніки. Так, якщо спроектувати СУ літака потужністю в N_e з питомою вагою γ , то для її реалізації буде потрібно $N_e \times \gamma = G_{cy}$ кілограмів матеріалів. Таким чином, потужність N_e як основна властивість СУ, визначається рівнем її технічної досконалості, тобто питомою вагою γ і масою самої СУ. Масу СУ літака, яка визначає кількісно комплекс його якостей, можна представити сумою окремих мас, які забезпечують певну кількість різних якостей. Це, звісно, справедливо і для літака в цілому: маса літака визначає кількісно комплекс його якостей, а маса літака є масою конструкції планера, СУ, палива та корисного навантаження. У безрозмірному вигляді рівняння існування літака використовується для аналізу і для оцінки як існуючих, так і майбутніх літаків:

$$1 = \xi_{пл} + \xi_{ГСУ} + \xi_{пал} + \xi_{кн}, \quad (7)$$

де $\xi_{пл}$, $\xi_{ГСУ}$, $\xi_{пал}$, $\xi_{кн}$ – відносні маси планера, ГСУ, палива та корисного навантаження, відповідно.

Зміст цього рівняння полягає в тому, що будь-яку якість літака з ГСУ обов'язково пов'язана з масою, яку визначає умова існування цієї якості в необхідній кількості. Питомі маси ГТД та електродвигунів ГСУ мають питому потужність одного порядку (6...8 кВт/кг), однак вуглеводневе паливо має суттєво більшу питому енергоємність, ніж акумуляторні батареї (11,5 кВт×год/кг проти 0,25...0,5 кВт×год/кг). Іншими словами, відносна маса вуглеводного палива для забезпечення заданої дальності польоту суттєво менша, ніж відносна маса

акумуляторних батарей. Таким чином, електрична складова живлення ГСУ при існуючому рівні питомої енергоємності акумуляторних батарей не вигідна в ваговому відношенні відносно традиційної вуглеводневої складової живлення ГСУ. Для досягнення максимальної дальності польоту загальний показник гібридизації ГСУ має бути нульовим: $P_{ГСУ} = 0$. Інше значення загального показника гібридизації ГСУ може бути виправдане тільки при введенні екологічних та шумових обмежень до літака.

Для визначення масових характеристик електричної складової живлення ГСУ вводиться частковий показник гібридизації СУ, який має фізичний зміст частки електричної енергії у загальній кількості доступної ГСУ енергії на етапах злітно-посадкового циклу ICAO [40] та горизонтального польоту:

$$\zeta_{зліт} = \frac{E_{Е зліт}}{E_{\Sigma зліт}}; \quad (8)$$

$$\zeta_{наб.вис} = \frac{E_{Е наб.вис.}}{E_{\Sigma наб.вис.}}; \quad (9)$$

$$\zeta_{крейс.політ} = \frac{E_{Е крейс.політ}}{E_{\Sigma крейс.політ}}; \quad (10)$$

$$\zeta_{зниж.} = \frac{E_{Е зниж.}}{E_{\Sigma зниж.}}; \quad (11)$$

$$\zeta_{руління} = \frac{E_{Е руління}}{E_{\Sigma руління}}, \quad (12)$$

де $\xi_{зліт}$, $\xi_{наб.вис.}$, $\xi_{крейс.політ}$, $\xi_{зниж.}$, $\xi_{руління}$ – відносні частки електричної енергії на етапах зльоту, набору висоти, крейсерського польоту, зниження та руління, відповідно.

Як і загальний показник гібридизації ГСУ, частковий показник гібридизації ГСУ, що більший за нуль, не вигідний в ваговому відношенні. Кількісно частковий показник гібридизації ГСУ визначається конструктором літака з екологічних та шумових умов. Отже, величина часткового показника гібридизації ГСУ залежить від перевищення величини шкідливих викидів над досяжним в традиційній СУ рівні шкідливих викидів. При цьому величини часткових показників гібридизації ГСУ на різних етапах польоту можуть бути різними, залежними від екологічних та шумових вимог до конкретних етапів польоту.

Визначальним для параметрів електричної складової живлення ГСУ є максимальний потрібний частковий показник гібридизації СУ:

$$\zeta_{потр.} = (\zeta_{зліт}, \zeta_{наб.вис.}, \zeta_{крейс.політ}, \zeta_{зниж.}, \zeta_{руління}). \quad (13)$$

Як правило, визначальним є частковий показник гібридизації СУ, відповідний етапу зльоту злітно-посадкового циклу ІСАО. Частковий показник гібридизації СУ на етапі зниження та заходу на посадку може бути від'ємним, що має фізичний зміст зарядки акумуляторних батарей від авторотуючих повітряних гвинтів.

Окрім цього, для комплексного визначення ефективності робочого процесу ГТЕСУ розроблений показник гібридизації СУ, який складається з витрат електричної енергії (потужності) за кожним етапом ПЦ [41]:

$$P_{ГСУ} = \sum_1^m \left(\frac{E_{ДЕЕ}}{E_{ДЕЕ} + E_{ДТЕ}} \right)_{СУ} \cdot k_{ПЦ}, \quad (14)$$

де m – кількість етапів ПЦ;

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

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

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

або із врахуванням складових енергій:

$$P_{ГСУ} = \sum_1^m \left(\frac{E_{АБ}}{(E_{АБ}) + (E_{ав.пальне} + E_{H_2} + E_{SAF})} \right)_{СУ} \times k_{ПЦ}, \quad (15)$$

де m – кількість етапів ПЦ;

$E_{АБ}$ – використання акумуляторних батарей, кг/год;

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

E_{H_2} – використання водню, кг/год.

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

$k_{ПЦ}$ – коефіцієнт використання СУ по етапам в ПЦ.

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 $0 > P_{гібридизації\ СУ} < 1$ – це означає, що СУ використовує електричну та теплову енергії.

При $P_{гібридизації\ СУ} = 1$ – це означає, що СУ використовує тільки електричну енергію. У випадку, коли величина показника $P_{гібридизації\ СУ} \cong 0$, 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.

4. Висновки

1. Отримано основні результати дослідження:

– удосконалена архітектура енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном на основі розробки блоку утилізації води з ПЕ в повітряно-газовий тракт двигуна;

– дістав подальшого розвитку метод і моделі визначення параметричного та технічного обрисів енергетичної системи ГТЕСУ для пасажирського ЛА.

2. Отримані результати дослідження узагальнені та формалізовані при розв'язуванні поставлених задач. Наукова новизна отриманих результатів полягає в удосконаленні архітектури енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном, розвитку методу і моделі визначення параметричного та технічного обрисів енергетичної системи ГТЕСУ у складі пасажирського ЛА.

3. Теоретичним значенням наукового дослідження є визначення потрібного загального та часткового показників рівня гібридизації СУ.

4. Практичним значенням наукового дослідження є можливість визначення експлуатаційних характеристик та діапазонів застосування пасажирських ЛА на основі застосування нових архітектурних рішень ГТЕСУ на протязі всього польотного циклу ЛА.

5. Перспективами подальшого наукового дослідження в цьому напрямку є проведення додаткових досліджень з метою верифікації науково-методичного апарату для визначення характеристик енергетичної системи сучасної ГТЕСУ з ТГвД для пасажирських ЛА.

Внесок авторів: формулювання наукової задачі – **В.В. Логінов, О.Є. Пушилін**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **О.Є. Пушилін**; удосконалення методу дослідження – **О.Є. Пушилін**; проведення чисельних розрахунків – **О.Є. Пушилін**; аналіз результатів дослідження – **В.В. Логінов, О.Є. Пушилін**; висновки – **В.В. Логінов, О.Є. Пушилін**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Автори зберігають всі авторські права та погоджуються зробити представлену статтю доступною для наукової громадськості відповідно до умов на офіційному сайті журналу.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. European Commission. *Flightpath 2050 CARE2050. Flightpath 2050, Europe's Vision for Aviation*. [Electronic resource]. - Available at: <https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf> (accessed 2 December 2022).
2. Horizon (2023) *Europe work programmes*. [Electronic resource]. - Available at: https://research-and-innovation.ec.europa.eu/funding/funding-opportunities/funding-programmes-and-open-calls/horizon-europe/horizon-europe-work-programmes_en. (accessed 20.07.2023).
3. *Powered Aviation and Its Reliance on Green Hydrogen Infrastructure* [Text] / J. Hoelzen, D. Silberhorn, T. Zill [et al.] // *Hydrogen Review and Research Gaps* – 2022. – Vol. 47, no. 5, – P. 3108–3130.
4. *Electrification of Aircraft: Challenges, Barriers, and Potential Impacts* [Text] / A. Schwab, A. Thomas, J. Bennett [et al.] // NREL/TP-6A20-80220; National Renewable Energy Laboratory (NREL): Golden, CO, USA, 2021. – 39 p.
5. Zhang, L. *Recent Trends, Opportunities and Challenges of Sustainable Aviation Fuel* [Text] / L. Zhang, T. L. Butler, & B. Yang // *In Green Energy to Sustainability: Strategies for Global Industries*. – 1st ed.; Wiley: New York, NY, USA, 2020. – P. 85-110.
6. *A Guide to Understanding Battery Specifications; MIT Electric Vehicle Team* [Electronic resource]. - Available at: https://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf (accessed 15 01.2020).
7. H2FLY [Electronic resource]. - Available at: https://www.h2fly.de/_files/ugd/f0c744_ce6466330eb842588d1b6892_aa28e855.pdf. (accessed 20.04.2023).
8. *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.
9. Pornet, C. *Conceptual Design Methods for Sizing and Performance of Hybrid-Electric Transport Aircraft* [Text] / C. Pornet., & A. T. Isikveren // *Journal of Progress in Aerospace Sciences*. – 2015. – P. 122 doi: 10.106/j.paerosci.2015.09.002.
10. *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. – 15 p. – doi: 10.2514/6.2013-4415.
11. *The Potential and Challenge of TurboElectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft* [Text] / A. R. Gibson, D.W. Hall [et. al.] // *AIAA 2010-276. Session: ABP-2: Engine System and Optimization*. – 15 p. doi: 10.2514/6.2010-276.
12. Hepperle M. *Electric Flight – Potential and Limitations*, NATO Report STO-MP-AVT-209, 2012. – 30 p. [Electronic resource]. – Available at: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf>. (accessed 15 January 2025).
13. *Fuel Cell Hybrid-Electric Aircraft: Design, Operational, and Environmental Impact* [Text] / A. E. Scholz, J. Michelmann [et. al.] // *AIAA. Session: Hydrogen and Geoengineering*. – 2022. doi: 10.2514/6.2022-2333.
14. 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.
15. *The challenges and opportunities of battery-powered flight* [Text] / V. Viswanathan [et. al.] // *Nat. Perspect*. – 2022. – Vol. 601. – P. 519–525. – doi: 10.1038/s41586-021-04136-1.
16. *Conceptual Design of Hybrid-Electric Aircraft*. [Electronic resource] / N. Rossi, L. Trainelli, C. E. D. Riboldi, & A. Rolando // Politech. – Di Milano – 2018. – P. 2016–2017. – Available at: https://www.politesi.polimi.it/bitstream/10589/139491/3/2018_04_Rossi.pdf. (accessed 16 July 2023).
17. *Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems* [Text] / P. Wheeler, T. S. Sirimanna [et. al] // *In Proceedings of the IEEE*. - 2021. - No. 109(6). – P. 1115-1127. doi: <https://doi.org/10.1109/jproc.2021.3073291>

18. Market Analysis, TLARS selection and preliminary design investigations for a regional hybrid-electric aircraft [Electronic resource] / V. Marciello, M. Ruocco, [et. al.] // In Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Stockholm, Sweden, 4–9 September 2022. – Available at: https://www.icas.org/ICAS_AR-CHIVE/ICAS2022/data/preview/ICAS2022_0649.htm. (accessed 23 July 2025).
19. Range equation for hybrid-electric aircraft with constant power split [Text] / R. De Vries, M. F. M. Hoogreef, & R. Vos // *Journal of Aircraft*. – 2020. – No. 57(3). – P. 552–557. doi: 10.2514/1.C035734.
20. Raymer, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach* [Text] / D. Raymer // 5th Edition – American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2018. – 1062 p. doi: <https://doi.org/10.2514/4.869112>
21. Hepperle, M. *Electric Flight—Potential and Limitations*, NATO Report STO-MP-AVT-209. – 2012. [Electronic resource]. – Available at: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf>. (accessed 16 July 2023).
22. Ravishankar, R. Range Equation for a Series Hybrid Electric Aircraft [Text] / R. Ravishankar, & S. R. Chakravarthy // In Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018. – 14 p. doi: 10.2514/6.2018-3208.
23. New Preliminary Sizing Methodology for a Commuter Airplane with Hybrid-Electric Distributed Propulsion [Electronic resource] / S. Elmousadik, V. Ridard, N. Sécrieu, A. Joksimovic [et. al.] // In Proceedings of the Advanced Aircraft Efficiency in a Global Air Transport System (AEGATS 18) – Toulouse – France – 23–25 October 2018. – P. 1–11. – Available at: <https://hal.science/hal-01994750v1>. (accessed 23 July 2025).
24. Rohacs, J. Energy coefficients for comparison of aircraft supported by different propulsion systems [Text] / J. Rohacs, & D. Rohacs // *Energy* 2019. – Vol. 191. – P. 1–11. doi: 10.1016/j.energy.2019.116391.
25. Analytic and Numeric Forms for the Performance of Propeller-Powered Electric and Hybrid Aircraft [Text] / M. Marwa, S. M. Martin [et. al.] // In Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, TX, USA, 9–13 January 2017. – P. 1–37. doi: 10.2514/6.2017-0211.
26. Hartmann, J. Conceptual Assessment of Different Hybrid Electric Air Vehicle Options for a Commuter with 19 Passengers [Text] / J. Hartmann, M. Strack, & B. Nagel // In Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, FL, USA, 8–12 January 2018. – 15 p. doi: 10.2514/6.2018-2025.
27. Batra, A. On the Range Equation for Hybrid-Electric Aircraft [Text] / A. Batra, R. Raute, & R. Camilleri. // *Aerospace* 2023. – Vol. 10(8). – P. 687. doi: 10.3390/aerospace10080687.
28. Vratny, P. C. Influences of Voltage Variations on Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft [Text] / P. C. Vratny, H. Kuhn, & M. Hornung // *CEAS Aeronautical Journal*. – 2017. – Vol. 8. – P. 31–43. doi: 10.1007/s13272-016-0218-z.
29. Turboelectric aircraft drive key performance parameters and functional requirements [Text] / R. Jansen, G. V. Brown, J. L. Felder, & K. P. Duffy // In Proceedings of the 51st AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference. – 2015. – Article no. 3890. doi: 10.2514/6.2015-3890.
30. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий [Текст] / А. Н. Варюхин, В. С. Захарченко, Д. Я. Рахманкулов [та ін.] // *Авиационные двигатели*. – 2022. – № 1 (14) – С. 19–32. doi: 10.54349/26586061-2022-1-19.
31. A Comparison of Hybrid-Electric Aircraft Sizing Methods [Text] / D. F. Finger, R. de Vries [et. al.] // In AIAA Scitech 2020 Forum: 6–10 January 2020, Orlando, FL. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. (AIAA). – 31 p. doi: 10.2514/6.2020-1006.
32. The modernization concept of aircraft An-26 and An-140 based on the use of a hybrid power system [Text] / V. Shmyrov, V. Loginov [et. al.] // *Eastern-European journal of enterprise technologies*. – 2020. – Vol. 5, №1(107). – P. 6–17. doi: 10.15587/1729-4061.2020.212150.
33. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies [Text] / Y. Xie, A. Savvarisal, A. Tsourdos [et. al.] // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2021. – No. 34 (4). – P. 432–450. doi: 10.1016/j.cja.2020.07.017.
34. Comparative Assessment of Parallel-Hybrid-Electric Propulsion Systems for Four Different Aircraft [Text] / D. F. Finger, C. Braun, & C. Bil // *Journal of Aircraft*. – 2020. – № 57(5). – P. 1–11. doi: 10.2514/1.C035897.
35. A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft [Text] / J. Zamboni, R. Vos, M. Emeneth, & A. Schneegans // In Proceedings of the AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, CA, USA, 7–11 January 2019. – 24 p. doi: 10.2514/6.2019-1587.
36. Sizing methodology and Energy Management of an Air-Ground Aircraft with Turbo-Electric Hybrid Propulsion System [Text] / M. Bai, W. Yang, J. Li, M. Kosuda [et. al.] // *Aerospace*. – 2022. – № 9(12). – 764 p. doi: 10.3390/aerospace9120764.

37. *Gas Turbine Combustion. Alternative Fuels and Emissions [Text]* / Arthur H. Lefebvre, & Dilip R. Ballal // Third edition. CRC Press. – 2010. – 560 p. doi: 10.1201/9781420086058.

38. Sharafoddini, R. *Numerical Study of Water Vapor Injection in the Combustion Chamber to Reduce Gas Turbine Fuel Consumption [Text]* / R. Sharafoddini, M. Habibi, & M. Pirmohammadi. // *Journal of Applied Fluid Mechanics*. – 2020. – Vol. 13, № 3. – pp. 1047-1054. doi: 10.29252/jafm.13.03.30466.

39. Benini, E. *Reduction of NO emissions in a turbojet combustor by direct water/steam injection: Numerical and experimental assessment [Text]* / E. Benini, S. Pandolfo, & S. Zoppellari // *Applied Thermal Engineering*. – 2009. – Vol. 29(17-18). – P. 3506-3510. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2009.06.004.

40. *ICAO Standards and Recommended Practices [Text]* // Annex 16 – Environmental Protection, Vol. II – Aircraft Engine Emissions. – 2017. – 174 p.

41. Пушилін, О. Є. Удосконалення інтегрального показника для оцінки характеристик гібридної силової установки у складі пасажирського літака [Текст] / О. Є. Пушилін // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – 2025. – № 3 (203). – С. 12-29. doi: 10.32620/akkt.2025.3.02.

References

1. European Commission. *Flightpath 2050 CARE2050. Flightpath 2050, Europe's Vision for Aviation*. Available at: <https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf> (accessed 2 December 2022).

2. Horizon (2023) *Europe work programmes*. Available at: https://research-and-innovation.ec.europa.eu/funding/funding-opportunities/funding-programmes-and-open-calls/horizon-europe/horizon-europe-work-programmes_en. (accessed 20.07.2023).

3. Hoelzen, J., Silberhorn, D., Zill, T., & Bensmann, B., Hanke-Rauschenbach, R. *Powered Aviation and Its Reliance on Green Hydrogen Infrastructure*. Hydrogen Review and Research Gaps, 2022, vol. 47, no. 5, pp. 3108–3130.

4. Schwab, A., Thomas, A., Bennett, J., Robertson, E., & Cary, S. *Electrification of Aircraft: Challenges, Barriers, and Potential Impacts*. NREL/TP-6A20-80220. National Renewable Energy Laboratory (NREL): Golden, CO, USA, 2021. 39 p.

5. Zhang, L., Butler, T. L., & Yang, B. *Recent Trends, Opportunities and Challenges of Sustainable Aviation Fuel*. In *Green Energy to Sustainability: Strategies for Global Industries*, 1st ed. Wiley: New York, NY, USA, 2020, pp. 85-110.

6. *A Guide to Understanding Battery Specifications*; MIT Electric Vehicle Team. Available at:

https://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf (accessed 15.01.2020).

7. H2FLY. Available at: https://www.h2fly.de/_files/ugd/f0c744_ce6466330eb842588d1b6892_aa28e855.pdf. (accessed 20.04.2023).

8. Pornet, C., Gologan, C., Vratny, P. C., Seitz, A., Schmitz, O., Isikveren, A. T., & Hornung, 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.

9. Pornet, C., & Isikveren, A. T. *Conceptual Design Methods for Sizing and Performance of Hybrid-Electric Transport Aircraft*. *Journal of Progress in Aerospace Sciences*–2015. 122 p. doi: 10.106/j.paerosci.2015.09.002.

10. Pornet, C., Gologan, C., Vratny, P. C., Seitz, A., Schmitz, O., Isikveren, A. T., & Hornung, M. *Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy*. AIAA. Session: Powerplant Performance, 2013. 15 p. doi: 10.2514/6.2013-4415.

11. Gibson, A., Hall, D., Waters, M., Masson, P., Schiltgen, B., Foster, T., & Keith, J. *The Potential and Challenge of TurboElectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft*. AIAA 2010-276. Session: ABP-2: Engine System and Optimization. doi: 10.2514/6.2010-276.

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

13. Scholz, A. E., Michelmann, J., & Hornung, M. *Fuel Cell Hybrid-Electric Aircraft: Design, Operational, and Environmental Impact*. AIAA. Session: Hydrogen and Geoengineering, 2022. doi: 10.2514/6.2022-2333.

14. 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.

15. Viswanathan, V., Epstein Alan, H., Yet-Ming, Chiang, Takeuchi, E., Bradley, M., Langford, J., & Winter, M. *The challenges and opportunities of battery-powered flight*. *Nat. Perspect*, 2022, vol. 601, pp. 519–525. doi: 10.1038/s41586-021-04136-1.

16. Rossi, N., Trainelli, L., Riboldi, C. E. D., & Rolando, A. *Conceptual Design of Hybrid-Electric Aircraft*. Politech, Di Milano, 2018, pp. 2016–2017. Available at: https://www.politesi.polimi.it/bitstream/10589/139491/3/2018_04_Rossi.pdf. (accessed 16 July 2023).

17. Wheeler, P., Sirimanna, T. S., Bozhko, S., & Haran, K. S. *Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems*. In *Proceedings of the IEEE*, 2021, no. 109 (6), pp. 1115-1127. doi: 10.1109/jproc.2021.3073291

18. Marciello, V., Ruocco, M., Nicolosi, F., & Di Stasio, M. *Market Analysis, TLARS selection and pre-*

liminary design investigations for a regional hybrid-electric aircraft. In *Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Stockholm, Sweden, 4–9 September 2022. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2022/data/preview/ICAS2022_0649.htm. (accessed 23 July 2025).

19. De Vries, R., Hoogreef, M., & Vos, R. Range equation for hybrid-electric aircraft with constant power split. *Journal of Aircraft*, 2020, no. 57 (3), pp. 552–557. doi: 10.2514/1.C035734.

20. Raymer D. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 5th Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. doi: 10.2514/4.869112.

21. Hepperle, M. *Electric Flight—Potential and Limitations*. NATO Report STO-MP-AVT-209, 2012. Available online: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf>. (accessed 16 July 2023).

22. Ravishankar, R., & Chakravarthy, S. R. Range Equation for a Series Hybrid Electric Aircraft. In *Proceedings of the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, USA, 25–29 June 2018. 14 p. doi: 10.2514/6.2018-3208.

23. Elmousadik, S., Ridard, V., Sécrieru N., Joksimovic, A., Maury, C., & Carbonneau, X. New Preliminary Sizing Methodology for a Commuter Airplane with Hybrid-Electric Distributed Propulsion. In *Proceedings of the Advanced Aircraft Efficiency in a Global Air Transport System (AEGATS 18)*, Toulouse, France, 23–25 October 2018, pp. 1–11. Available at: <https://hal.science/hal-01994750v1>. (accessed 23 July 2025).

24. Rohacs, J., & Rohacs, D. Energy coefficients for comparison of aircraft supported by different propulsion systems. *Energy*, 2019, vol. 191, pp. 1–11. doi: 10.1016/j.energy.2019.116391.

25. Marwa, M., Martin, S., Martos, B., & Anderson, R. Analytic and Numeric Forms for the Performance of Propeller-Powered Electric and Hybrid Aircraft. In *Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine, TX, USA, 9–13 January 2017, pp. 1–37. doi: 10.2514/6.2017-0211.

26. Hartmann, J., Strack, M., & Nagel, B. Conceptual Assessment of Different Hybrid Electric Air Vehicle Options for a Commuter with 19 Passengers. In *Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Kissimmee, FL, USA, 8–12 January 2018. 15 p. doi: 10.2514/6.2018-2025.

27. Batra A., Raute R., & Camilleri R. On the Range Equation for Hybrid-Electric Aircraft. *Aerospace*, 2023, vol. 10 (8), article no. 687. doi: 10.3390/aerospace10080687.

28. Vratny, P. C., Kuhn, H., & Hornung, M. Influences of Voltage Variations on Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft. *CEAS*

Aeronautical Journal, 2017, vol. 8, pp. 31–43. doi: 10.1007/s13272-016-0218-z.

29. Jansen, R., Brown, G. V., Felder, J. L., & Duffy, K. P. Turboelectric aircraft drive key performance parameters and functional requirements. In *Proceedings of the 51st AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference*, 2015, article no. 3890. doi: 10.2514/6.2015-3890.

30. Varjuhin, A. N., Zaharchenko, V. S., Rahmankulov, D. Ja., Suncov, P. S., Ovdienko, M. A., Geliev, A. V., Kiselev, I. O., & Vlasov, A. V. *Tradicionnye, gibridnye i jelektricheskie silovye ustanovki samoletov mestnyh vozdushnyh linij* [Traditional, hybrid and electric propulsion systems for regional airline aircraft]. *Aviacionnye dvigateli*, 2022, no. 1(14), pp. 19–32. doi: 10.54349/26586061–2022–1–19. (In Russian).

31. Finger, D. F., de Vries, R., Vos, R., Braun, C., & Bil, C. A Comparison of Hybrid-Electric Aircraft Sizing Methods. In *AIAA Scitech 2020 Forum*: 6–10 January 2020, Orlando, FL. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. (AIAA). doi: 10.2514/6.2020-1006.

32. Shmyrov, V., Loginov, V., Fil, S., Khaustov, A., Bondarchuk, O., Kalashnikov, A., & Khmel'nikskiy, G. The modernization concept of aircraft An-26 and An-140 based on the use of a hybrid power system. *Eastern-European journal of enterprise technologies*, 2020, vol. 5, no. 1(107), pp. 6–17. doi: 10.15587/1729-4061.2020.212150.

33. Xie, Y., Savvarisal, A., Tsourdos, A., & Dan, Zh. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, no. 34(4), pp 432–450. doi: 10.1016/j.cja.2020.07.017.

34. Finger, D. F., Braun, C., & Bil, C. Comparative Assessment of Parallel-Hybrid-Electric Propulsion Systems for Four Different Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2020, no. 57(5), pp. 1–11. doi: 10.2514/1.C035897.

35. Zamboni, J., Vos, R., Emeneth, M., & Schneegans, A. A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft. In *Proceedings of the AIAA SciTech 2019 Forum*, San Diego, CA, USA, 7–11 January 2019. 24 p. doi: 10.2514/6.2019-1587.

36. Bai, M., Yang, W., Li, J., & Kosuda, M. Sizing methodology and Energy Management of an Air-Ground Aircraft with Turbo-Electric Hybrid Propulsion System. *Aerospace*, 2022, no. 9(12), pp. 764. doi: 10.3390/aerospace9120764.

37. Lefebvre, A. H., Ballal, D. R., & Bahr, D.W. *Gas Turbine Combustion. Alternative Fuels and Emissions*. Third edition. CRC Press, 2010. 560 p. doi: 10.1201/9781420086058.

38. Sharafoddini, R., Habibi, M., & Pirmohammadi, M. Numerical Study of Water Vapor Injection in

the Combustion Chamber to Reduce Gas Turbine Fuel Consumption. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2020, vol. 13, no. 3, pp. 1047-1054. doi: 10.29252/jafm.13.03.30466.

39. Benini, E., Pandolfo, S., & Zoppellari, S. Reduction of NO emissions in a turbojet combustor by direct water/steam injection: Numerical and experimental assessment. *Applied Thermal Engineering*, 2009, vol. 29 (17-18), pp. 3506-3510. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2009.06.004.

40. ICAO Standards and Recommended Practices. Annex 16. Environmental Protection, Volume II, Aircraft Engine Emissions, 2017. 174 p.

41. Pushylin, O. Ye. *Udoskonalennya intehral'noho pokaznyka dlya otsinky kharakterystyk hibrydnoyi sylovoyi ustanovky u skladi pasazhyrs'koho litaka*. [Improvement of the integral indicator for assessing the characteristics of a hybrid power plant as part of a passenger aircraft]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2025, no. 3 (203), pp. 12-29. doi: 10.32620/aktt.2025.3.02.

Надійшла до редакції 05.05.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

IMPROVED SUBSTANTIATION METHOD OF PERFORMANCE OF A TURBOPROP ENGINE AS A PART OF A HYBRID TURBO-ELECTRIC POWER PLANT OF THE AIRCRAFT

Oleksii Pushylin, Vasyl Loginov

The development of modern aircraft engines for civil aviation is aimed at reducing fuel consumption and emissions according to the targets set by ICAO, IATA, UNEP, and other world organizations. The environmental targets adopted for a passenger aircraft in 2035-2050 can only be achieved through comprehensive airframe and powerplant improvements. An alternative direction of aircraft engine development is the transition to new powerplant configurations, particularly hybrid turbo-electric powerplants (HTEPP). **The research relevance** is aimed at improving the scientific method for substantiating the efficiency of HTEPP application in aircraft (AC). **The research object** is the process of substantiating the rational parametric and technical concept of the HTEPP energy system based on a turboprop engine with electric motor (EM) and fuel cells (FC) for a passenger AC. Methods, models, and laws used for determining the rational characteristics of the HTEPP power system based on the turboprop engine with EM and FC for a passenger AC are the research subjects. **This research aims to improve** the performance of the HTEPP energy system with a turboprop engine as part of a passenger AC based on the development of a method for determining the degree of hybridization of the energy system with EM and FC. **The research objective** is to substantiate the line of improvement of the performance of HTEPP as part of a passenger AC based on using different degrees of turboprop engine hybridization and to improve the method and models for determining the parametric and technical concept of the energy system of HTEPP of the passenger AC. System analysis, mathematical and simulation modeling, historical simulation, and analytical methods are among the methods used. The **main research results** were obtained: the architecture of the HTEPP energy system with a turboprop engine was improved by developing the unit used for water recycling from the FE to the engine gas-air flow duct. The method and models for determining the parametric and technical concept of the HTEPP energy system for a passenger aircraft were further developed. **Conclusions.** The research results were summarized and formalized in solving the set objectives. The scientific novelty of the obtained results consists in the improvement of the architecture of the HTEPP energy system with a turboprop engine and the development of the method and model for determining the parametric and technical concept of the HTEPP energy system as part of a passenger AC. Further research will determine the performance characteristics and range of application of the passenger AC based on new HTEPP architectural concepts throughout the AC flight cycle.

Keywords: hybridization; integral indicator; hybrid powerplant; turboprop engine; aircraft; fuel cell; electric motor; energy system.

Пушилін Олексій Євгенійович – асп., Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, начальник відділу установок наземного застосування, конструкторський науково-дослідний комплекс, АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Логінов Василь Васильович – д-р техн. наук, проф., начальник управління програм і проєктів, АТ «ФЕД», Харків, Україна.

Oleksii Pushylin – PhD Student, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, Head of the Department of Ground Application Installations, Design, Research and Development Complex, Ivchenko-Progress JSC, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: pushilinae@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0003-4481-835X.

Vasyl Loginov – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Department of Program and Project, JSC "FED", Kharkiv, Ukraine, e-mail: login_w@ukr.net, ORCID: 0000-0003-4915-7407.