

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ «ХАРКІВСЬКИЙ
АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

Пушилін Олексій Євгенійович

УДК 621.452.33.

ДИСЕРТАЦІЯ

**МЕТОД ОБҐРУНТУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЕНЕРГЕТИЧНОЇ
СИСТЕМИ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ
ДЛЯ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА**

Спеціальність 142 Енергетичне машинобудування
Галузь знань 14 Електрична інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів та текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

О. Є. Пушилін

Науковий керівник: Логінов Василь Васильович, д.т.н., професор

Харків–2026

АНОТАЦІЯ

Пушилін О.Є. Метод обґрунтування характеристик енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки для пасажирського літака. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 «Енергетичне машинобудування» (14 «Електрична інженерія»). – Національний аерокосмічний університет “Харківський авіаційний інститут”, Харків, 2026.

Дисертаційна робота присвячена актуальній науково-технічній задачі покращення паливної та екологічної ефективності гібридної турбоелектричної силової установки (ГТЕСУ) з турбогвинтовим двигуном (ТГВД) для пасажирського літака на основі удосконалення енергетичної системи (ЕнС) з електричним двигуном (ЕД) та паливними елементами (ПЕ). Об’єктом дослідження є процес визначення раціональних характеристик ЕнС ГТЕСУ на базі ТГВД з ЕД та ПЕ для пасажирського літака. Предметом дослідження є методи, моделі та закономірності щодо визначення раціональних характеристик ЕнС ГТЕСУ на базі ТГВД з ЕД та ПЕ для пасажирського літака.

Для вирішення наукових завдань застосовані теоретичні основи, які базуються на принципах і методах системного аналізу, математичного та імітаційного моделювання. У дисертаційній роботі використовувались методи математичного моделювання, ретроспективний метод, експериментальний метод, аналітичний метод, метод імітаційного моделювання. В основі математичних моделей лежать методи теорії авіаційних двигунів, конструкції теплових двигунів, динаміки польоту літальних апаратів (ЛА), розділи електрохімічної енергетики, теплофізика та термодинаміка процесів у енергетичній системі ГТЕСУ. Валідація математичних моделей виконувалася шляхом порівняння результатів математичного моделювання експлуатаційних характеристик пасажирського ЛА з результатами льотної експлуатації пасажирських ЛА та їх силових установок (СУ). Комплексне застосування

методів дослідження забезпечує достовірність отриманих результатів та висновків.

В рамках дисертаційної роботи проведено аналіз методів, способів і математичного апарату щодо покращення характеристик ГТЕСУ з ТГвД у складі пасажирського літака на основі застосування різного ступеня гібридизації ГТЕСУ. Удосконалено метод обґрунтування параметричного обриса ГТЕСУ пасажирського літака. Удосконалений метод базується на нових математичних моделях розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ, моделі розрахунку валових викидів забруднюючих речовин. Удосконалений метод розширив область дослідження проєктно-конструкторських рішень щодо створення ГТЕСУ з використанням відповідних показників гібридизації.

Удосконалено методику розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ. Моделювання робочого процесу ЕнС включає багатоджерельну архітектуру та синергію теплових, електричних і водневих компонентів для підвищення паливної та екологічної ефективності. Такий спосіб організації робочого процесу дозволив збільшити потужність двигуна на режимах зльоту та набору висоти і зменшити валові викиди забруднюючих речовин у порівнянні з традиційною СУ.

Удосконалено показник гібридизації ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ. Удосконалений показник ураховує внесок того чи іншого джерела енергії (гас, водень, SAF) у процес отримання загальної кількості доступної електричної енергії (потужності) на валу повітряного гвинта (ПГ) та враховує часткові масові показники гібридизації ГТЕСУ на всіх етапах польотного циклу пасажирського літака.

Отримано нові залежності маси та об'єму ЕнС ГТЕСУ від ступеня її гібридизації в складі нових проєктів пасажирських літаків вміщенням 20, 50 та 100 пасажирів. Отримані нові залежності враховують вплив ступеню гібридизації на масо-габаритні характеристики ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ і уточнюють граничні діапазони їх застосування на пасажирському літаку. На основі отриманих залежностей можливо спрогнозувати параметричний обрис

ЕнС ГТЕСУ з ТГвД для забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації всього пасажирського літака на етапах його проєктування як нового або проведення модернізації/модифікації існуючого літака.

Дістало подальшого розвитку обґрунтування впливу рівня гібридизації ЕнС ГТЕСУ з ТГвД на експлуатаційні характеристики та діапазон застосування пасажирських літаків. Результати досліджень вміщують інформацію про застосування нових структурних рішень ГТЕСУ для проєктів пасажирських літаків вміщенням 20, 50 та 100 пасажирів. Результати дослідження дозволяють оцінити ефективність впровадження ЕнС ГТЕСУ з ТГвД з різним ступенем гібридизації на пасажирських літаках різної дальності польоту.

Основні наукові положення дисертації доведено до практичної реалізації у вигляді єдиного програмного комплексу як інструментального засобу щодо вибору та обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ у складі пасажирського літака. Розроблений програмний комплекс дозволяє автоматизувати розрахункові дослідження та скоротити час для прийняття технічного рішення. Показано теоретичну значимість отримання обґрунтованої науково-технічної інформації під час прийняття рішень щодо забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації ГТЕСУ у складі пасажирського літака на етапах його проєктування як нового або проведення модернізації/модифікації існуючого літака.

Методика розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ дозволяє досліднику порівнювати різні схеми ЕнС ГТЕСУ та вибирати найкращу для заданого польотного циклу пасажирського літака. Удосконалений показник гібридизації ГТЕСУ з ТГвД показує досліднику внесок того чи іншого джерела енергії (гас, водень, SAF) у процес отримання загальної кількості доступної електричної енергії (потужності) на валу ПГ двигуна. Методика розрахунку характеристик ГТЕСУ дозволяє досліднику економити час та прогнозувати результати дослідження характеристик ТГвД. Запропоновані рекомендації щодо побудови раціональної ЕнС ГТЕСУ. Зазначені методи, моделі та співвідношення при дослідженні характеристик ЕнС ГТЕСУ в рамках прийнятих припущень при

їх отриманні є універсальними і можуть бути використані для будь-якого пасажирського літака.

Практичне значення отриманих результатів досліджень підтверджується актами впровадження наукових результатів у навчальному процесі Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», у науково-технічних дослідженнях АТ «Мотор Січ» та АТ «Івченко-Прогрес». Результати роботи можуть бути використані науково-дослідними установами, підприємствами промисловості та авіаційного транспорту України, які займаються проєктуванням, виготовленням та модернізацією газотурбінних двигунів (ГТД) із різним рівнем гібридизації.

Обґрунтованість і достовірність наукових положень, результатів, висновків і рекомендацій забезпечуються коректним застосуванням загальновизнаного математичного апарату, несуперечливістю з відомими положеннями теорії авіаційних двигунів, методів імітаційного моделювання, обґрунтованим вибором, основних припущень та обмежень, прийнятих під час моделювання, а також збіжністю результатів, отриманих під час практичного застосування розроблених моделей. Основні результати дисертаційного дослідження опубліковані у фахових українських та міжнародних виданнях, та апробовано на всеукраїнських та міжнародних наукових конференціях.

Ключові слова: газотурбінний двигун, турбогвинтовий двигун, пасажирський літак, силова установка, електрична авіація, гібридна турбоелектрична силова установка, математична модель, енергетична система, гібридизація, шкідливі викиди, витрата палива, технічна експлуатація, ефективність, модернізація.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Праці, в яких опубліковано основні наукові результати дисертації:

Публікації в іноземних виданнях та фахових виданнях, які включені до міжнародних наукових баз даних:

1. Loginov V., Ukrainets Ye., Kravchenko I., Yelans'ky O., Fil S., Pushylin O. Regional passenger aircraft type of An-158 with a hybrid propulsion parametric concept/Transactions on Aerospace Research. 2024. Vol. 277 No. 4. p. 14-26. DOI: 10.2478/tar-2024-0020. (SCOPUS).
2. Pushylin O., Loginov V. Selection of indicators for assessing the efficiency of hybrid turbo-electric propulsion system configurations for passenger aircraft / Transactions on Aerospace Research. 2025. Vol. 278 No. 1. p. 85-97. DOI: 10.2478/tar-2025-0005. (SCOPUS).
3. Loginov, V., Pushylin, O., Tsaglov, O. (2025). Review and Analysis of Integration Properties of an Aircraft with a Hybrid Power Plant. The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence, 61-65 – DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_9. (SCOPUS).
4. Pushylin O., Loginov V., Tsaglov O. The influence of a hybrid turboelectric power plant energy system on the performance and emissions of a passenger aircraft. / Transactions on Aerospace Research. 2026. Vol. 282 No. 1. p. 76-106. DOI: 10.2478/tar-2026-0004. (SCOPUS).

*Статті у наукових виданнях, включених до Переліку фахових видань
України:*

5. Безпалій В. А., Пушилін О. Є. Удосконалена методика визначення основних характеристик повітряного гвинта двигуна літака / Випробування та сертифікація. 2024. Випуск 1(3). С. 7-13. DOI: 10.37701/ts.03.2024.01. (категорія Б).
6. Безпалій В. А., Пушилін О. Є. Експериментальна методика визначення нормальних характеристик повітряних гвинтів на гвинтовому приладі ГП-1 / Системи озброєння і військова техніка. 2024. №4(80). С. 7-11. DOI: 10.30748/soivt.2024.80.01. (категорія Б).
7. Пушилін О. Є. Удосконалення інтегрального показника для оцінювання характеристик гібридної силової установки у складі пасажирського літака / Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2025. № 3(203). С. 12-29. DOI: 10.32620/akt.2025.3.02. (категорія Б).

8. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Удосконалений метод обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки літального апарата / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2025. № 4 спецвипуск 1 (205). С. 14-30. DOI: 10.32620/akt.2025.4sup1.02. (категорія Б).

Наукові праці, що підтверджують апробацію матеріалів дисертації:

9. Логинов В. В., Українець Е. А., Пушилин А. Е. Метод определения основных аэродинамических характеристик воздушного винта изменяемого шага для турбовинтового двигателя / XXV Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2020. С. 54-55.

10. Пушилин А. Е., Логинов В.В. Особенности определения характеристик воздушного винта изменяемого шага в стендовых условиях / XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2022. С. 39-40.

11. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Аналіз стану щодо створення гібридних турбоелектричних силових установок для регіональних літаків у світі/ XXVIII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2023. С. 10-11.

12. Bezpalyy V., Pushylin O. Determination of the aerodynamic characteristics of the air propeller of the UAV power plant / XX міжнародна наукова конференція Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба «Новітні технології – для захисту повітряного простору»: Тези доповідей, 02–03 травня 2024 року. – Харків: ХНУПС ім. І. Кожедуба, 2024. - С.84.

13. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки пасажирського літака / XXX Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2025. С. 18-19.

*Наукові праці, які додатково відображають наукові результати
дисертації:*

14. Свідоцтво України на промисловий зразок №44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік. 26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю. М., Денисюк О. В., Золотухін Д. В., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Шевчук С. П.

15. Свідоцтво України на промисловий зразок №44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю. М., Денисюк О. В., Корнійчук О. В., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Ткаченко Є. О., Шевчук С. П., Яковлев С. В.

16. Патент України на корисну модель №154435 «Лопать повітряного гвинта»; МПК: B64C11/18(2006.01); заявка u202301430 від 03.04.2023; опублік. 16.11.2023; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю. М., Денисюк О. В., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Шевчук С. П.

17. Свідоцтво України на промисловий зразок №46740 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202400198 від 11.03.2024; опублік. 22.08.2024; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Білець А. Ю., Гуро Ю. М., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Смірнов С. А., Тимошенко С. І.

Наведені публікації містять результати безпосередньої роботи здобувача на окремих етапах дослідження, повною мірою відображають основні положення та висновки роботи. Авторська участь здобувача в опублікованих наукових працях погоджена зі співавторами.

ABSTRACT

Pushylin O.Ye. Method of substantiating the characteristics of the power system of a hybrid turboelectric power plant for a passenger aircraft. – A qualifying scientific work as a manuscript.

The thesis for a degree of Doctor of Philosophy (PhD) in specialty 142 “Power Machinery” (14 “Electrical Engineering”). – National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, 2026.

The dissertation work is devoted to the actual task of improving the fuel efficiency of a hybrid turboelectric power plant (HTEPP) with a turboprop engine (TPE) for a passenger aircraft based on improving the energy system (EnS) with an electric motor (EM) and fuel cells (FC). The object of research is the process of determining the rational characteristics of HTEPP EnS based on TPE with EM and FC for a passenger aircraft. The subject of research is the methods, models and patterns for determining the rational characteristics of the HTEPP energy system based on the TPE with EM and FC for a passenger aircraft.

To solve scientific problems, theoretical foundations based on the principles and methods of system analysis, mathematical and simulation modeling were applied. The dissertation work used methods of mathematical modeling, retrospective method, experimental method, analytical method, simulation modeling method. The mathematical model is based on methods of the theory of aircraft engines, thermal engine design, flight dynamics of aircraft (A/C), sections of electrochemical power engineering, thermal physics and thermodynamics of processes in the HTEPP energy system. Validation of mathematical models was performed by comparing the results of mathematical modeling of the operational characteristics of a passenger aircraft with the results of flight operation of passenger aircraft and their power plants (PP). The comprehensive application of research methods ensures the reliability of the obtained results and conclusions.

Within the scope of dissertation work, an analysis of methods, techniques and mathematical tools for improving the characteristics of HTEPP with TPE as part of a

passenger aircraft based on the use of various degrees of hybridization of HTEPP was carried out. New dependences of the weight and capacity of HTEPP EnS on the degree of its hybridization as part of new designs of passenger aircraft with a capacity of 20, 50 and 100 passengers were obtained. The new dependences obtained take into account the influence of the degree of hybridization on the weight and dimensional characteristics of HTEPP with TPE, EM and FC and specify the limit ranges of their application on a passenger aircraft. Based on the obtained dependences, it is possible to predict the parametric outline of HTEPP EnS with TPE to ensure the required (expected) degree of hybridization of the entire passenger aircraft at its design stages as a new one or modernization/modification of an existing aircraft.

The procedure of calculating the characteristics of HTEPP EnS with TPE, EM and FC was improved. The EnS workflow modeling includes a multi-source architecture and synergy of thermal, electrical, and hydrogen components to improve fuel and environmental efficiency. This workflow method enabled an increase in engine power at Takeoff and climb and reduction in gross emissions of pollutants compared to a traditional PP.

The indicator of hybridization level of HTEPP EnS with TPE, EM and FC, was improved. The improved indicator takes into account the contribution of a particular energy source (kerosene, hydrogen, SAF) to the process of obtaining the total amount of available electrical energy (power) on the air propeller (AP) shaft and takes into account the partial weight indicators of the HTEPP hybridization at all stages of flight cycle of a passenger aircraft.

New dependences of the weight and power output of HTEPP EnS on the degree of its hybridization as part of new designs of passenger aircraft with a capacity of 20, 50 and 100 passengers were obtained. The new dependences obtained take into account the influence of the degree of hybridization on the weight and dimensional characteristics of HTEPP with TPE, EM and FC and specify the limit ranges of their application on a passenger aircraft. Based on the obtained dependences, it is possible to predict the parametric outline of HTEPP EnS with TPE to ensure the required

(expected) degree of hybridization of the entire passenger aircraft at its design stages as a new one or modernization/modification of an existing aircraft.

Further research was conducted to substantiate the impact of hybridization level of HTEPP EnS with TPE on performance and application range of a passenger aircraft. The research results include information on application of new structural solutions for HTEPP in passenger aircraft designs with capacities of 20, 50, and 100 passengers. The research results allow for assessing the efficiency of implementing HTEPP EnS with TPE with different degrees of hybridization on passenger aircraft with different flight ranges.

The main scientific findings of the dissertation are put into practical implementation in the form of a common software package as a tool for selecting and substantiation the parametric outline of HTEPP EnS with TPE, EM and FC as part of a passenger aircraft. The developed software package allows for automatization of computational studies and reduction of time for making a technical decision. The theoretical relevance of obtaining substantiated scientific and technical information when making decisions on ensuring the necessary (expected) degree of hybridization of HTEPP as part of a passenger aircraft is shown, both during the design of a new one or during modernization/modification of an existing aircraft.

The procedure of calculating the characteristics of HTEPP EnS with TPE, EM and FC allows the researcher to compare different schemes of HTEPP EnS and choose the best one for a given flight cycle of a passenger aircraft. The improved indicator of hybridization level of HTEPP with TPE shows the researcher the contribution of a particular energy source (kerosene, hydrogen, SAF) to the process of obtaining the total amount of available electrical energy (power) on the engine propeller shaft. The procedure of calculating the characteristics of the TPE propeller as part of HTEPP allows the researcher to save time and predict the study results of the TPE characteristics. Recommendations for the design of a rational HTEPP EnS are proposed. The specified methods, models and ratios when studying the characteristics of HTEPP EnS within the framework of the assumptions made when obtaining them are universal and can be used for any passenger aircraft.

The practical relevance of the obtained research results is confirmed by certificates of implementation of scientific results in educational process of the National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", in scientific and technical research of Motor Sich JSC and Ivchenko-Progress JSC. The results of the work can be used by research institutions, industrial and air transport enterprises of Ukraine, which are engaged in the design, manufacture and modernization of gas turbine engines with various hybridization levels.

The substantiation and reliability of scientific provisions, results, conclusions and recommendations are ensured by the correct application of generally accepted mathematical tools, consistency with the known provisions of the theory of aircraft engines, simulation modeling methods, substantiated choice, basic assumptions and limitations adopted during modeling, as well as the convergence of the results obtained during the practical application of the developed models. The main results of the dissertation research are published in professional Ukrainian and international publications, and tested at all-Ukrainian and international scientific conferences.

Keywords: gas turbine engine, turboprop engine, passenger aircraft, power plant, electric aviation, hybrid turboelectric power plant, mathematical model, energy system, hybridization, harmful emissions, fuel consumption, technical operation, efficiency, modernization.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, СКОРОЧЕНЬ ТА ІНДЕКСІВ	18
ВСТУП	22
Список використаних джерел у вступі.....	29
РОЗДІЛ 1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ НАУКОВО-МЕТОДИЧНОГО АПАРАТУ ЩОДО СТАНУ РОЗРОБКИ І ЗАСТОСУВАННЯ ГІБРИДНИХ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК	33
1.1 Огляд та аналіз концепцій створення пасажирського літака з гібридною сиовою установкою	33
1.2 Огляд та аналіз науково-технічної інформації щодо концепцій створення гібридних силових установок у складі пасажирських літаків	39
1.3 Огляд та аналіз архітектури енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки у складі пасажирського літака	42
1.3.1 Аналіз застосування акумуляторних батарей в енергетичній системі гібридної турбоелектричної силової установки	42
1.3.2 Аналіз застосування паливних елементів в енергетичній системі гібридної турбоелектричної силової установки	43
1.3.3 Аналіз застосування генератора в енергетичній системі гібридної турбоелектричної силової установки	48
1.4 Аналіз шляхів і методів проєктування гібридної турбоелектричної силової установки у складі пасажирських літаків	50
1.5 Аналіз основних показників та критеріїв при дослідженні характеристик гібридної турбоелектричної силової установки	65

1.6	Висновки за першим розділом та постановка завдання на дисертаційну роботу	75
	Список використаних джерел у першому розділі	78
РОЗДІЛ 2 УДОСКОНАЛЕНИЙ МЕТОД ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРИЧНОГО ОБРИСУ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОГВИНТОВИМ ДВИГУНОМ ДЛЯ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА		
		103
2.1	Вибір схем гібридної турбоелектричної силової установки для дослідження енергетичної системи	103
2.2	Математична постановка задачі пошуку раціональних характеристик гібридної турбоелектричної силової установки у складі літального апарату	110
2.3	Загальний та частковий показники гібридизації для оцінювання гібридної турбоелектричної силової установки пасажирського літака	115
2.4	Структура удосконаленого методу визначення характеристик гібридної турбоелектричної силової установки у складі пасажирського літака	120
2.5	Методика розрахунку характеристик енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном та паливними елементами у складі пасажирського літака	126
2.5.1	Математична модель визначення характеристик енергетичної системи для схем гібридної турбоелектричної силової установки №1 та №2	127
2.5.2	Математична модель визначення характеристик енергетичної системи для схеми гібридної турбоелектричної силової установки №3	130
2.5.2.1	Визначення конфігурації крекінг-реактору	131
2.5.2.2	Визначення питомих параметрів крекінг-реактору.....	133

2.6	Математична модель робочого процесу турбогвинтового двигуна	138
2.7	Математична модель польоту пасажирського літального апарату з гібридною турбоелектричною силовою установкою.....	144
2.8	Методика визначення валових викидів з гібридної турбоелектричної силової установки	146
2.9	Висновки за другим розділом.....	152
	Список використаних джерел у другому розділі.....	153
РОЗДІЛ 3 ВАЛІДАЦІЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ПОЛЬОТУ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ З ТУРБОГВИНТОВИМИ ДВИГУНАМИ..		
3.1	Порівняння розрахункових та експлуатаційних характеристик літака L-410UVP-E20.....	163
3.2	Порівняння розрахункових та експлуатаційних характеристик літака Ан-140.....	164
3.3	Висновки за третім розділом	166
	Список використаних джерел у третьому розділі	166
РОЗДІЛ 4 ВИЗНАЧЕННЯ РАЦІОНАЛЬНОГО ДІАПАЗОНУ ЗАСТОСУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ СИСТЕМИ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ У СКЛАДІ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ.....		
4.1	Прийняті умови і припущення при дослідженні проєктів пасажирських літаків	167
4.2	Формування початкових умов для проведення дослідження енергетичних систем гібридних турбоелектричних силових установок	168
4.3	Дослідження характеристик енергетичних систем гібридних турбоелектричних силових установок для проєктів пасажирських літаків	172

4.4	Формування проєктів пасажирських літаків з гібридною турбоелектричною силовою установкою	174
4.4.1	Розробка компонувальної схеми проєкту пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою на 20 пасажирів	174
4.4.2	Розробка компонувальної схеми пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою на 50 пасажирів	177
4.4.3	Розробка компонувальної схеми пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою на 100 пасажирів	179
4.5	Дослідження експлуатаційних характеристик проєктів пасажирських літаків з гібридними турбоелектричними силовими установками	181
4.5.1	Льотно-технічні характеристики проєкту літака Пр-20_ГСУ з традиційною силовою установкою та гібридною турбоелектричною силовою установкою	182
4.5.2	Льотно-технічні характеристики проєкту літака Пр-50_ГСУ з традиційною силовою установкою та гібридною турбоелектричною силовою установкою	186
4.5.3	Льотно-технічні характеристики проєкту літака Пр-100_ГСУ з традиційною силовою установкою та гібридною турбоелектричною силовою установкою	188
4.6	Результати дослідження паливної та екологічної ефективності в залежності від показника гібридизації для різних класів літаків	191
4.7	Формування рекомендацій щодо розробки енергетичних систем гібридних турбоелектричних силових установок із заданими технічними вимогами	198
4.8	Висновки за четвертим розділом	201

Список використаних джерел у четвертому розділі	203
ВИСНОВКИ	204
ДОДАТОК А Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації	208
ДОДАТОК Б Акти про впровадження результатів дисертаційного дослідження	212
ДОДАТОК В Огляд сучасного стану та перспектив розвитку технологій для гібридної силової установки пасажирських літаків.....	219
ДОДАТОК Д Розрахункові характеристики енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки	233

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, СКОРОЧЕНЬ ТА ІНДЕКСІВ

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ ТА СИМВОЛИ

C_e	—	питома витрата палива двигуна, кг/к.с./год;
d	—	вологівміст повітря, кг повітря/кг сухого повітря;
D	—	діаметр, м;
G	—	витрата, кг/с;
H	—	висота, м;
h	—	вологість навколишнього повітря, $\frac{\text{кг води}}{\text{кг сухого повітря}}$;
K_j	—	коефіцієнт приведення j -ої забруднюючої речовини до САУ
ΔK_y	—	коефіцієнт газодинамічної стійкості компресора, %;
L	—	стехіометричне число;
m	—	маса, кг;
M	—	число Маха;
n	—	частота обертання, об/хв; кількість, од.;
N	—	потужність, к.с., Вт;
p	—	тиск, кгс/см ² , Па;
P	—	тяга повітряного гвинта, кгс, Н;
T	—	температура, °К;
t	—	температура, °С; час, с;
V	—	швидкість польоту, м/с, км/год; абсолютна швидкість, м/с;
α	—	коефіцієнт тяги повітряного гвинта і коефіцієнт надлишку повітря;
η	—	коефіцієнт корисної дії;
π	—	ступінь підвищення/зниження тиску повітря;
ρ	—	густина повітря, кг/м ³ ;
σ	—	коефіцієнт відновлення повного тиску в вхідному пристрої.

СКОРОЧЕННЯ

АБ	—	акумуляторна батарея;
ВШХ	—	висотно-швидкісна характеристика;
ГСУ	—	гібридна силова установка;
ГТЕСУ	—	гібридна турбоелектрична силова установка;
ГТД	—	газотурбінний двигун;
ЕД	—	електричний двигун;
ЕІ	—	індекс емісії;
ЕнС	—	енергетична система;
ЗМГ	—	земний малий газ;
ЗПС	—	злітно-посадкова смуга;
ЗПЦ	—	злітно-посадковий цикл;
ЗР	—	забруднююча речовина;
КЗ	—	камера згоряння;
ККД	—	коефіцієнт корисної дії;
ЛА	—	літальний апарат;
ЛТХ	—	льотно-технічні характеристики;
ММ	—	математична модель;
МТ	—	максимальний тривалий;
МСА	—	міжнародна стандартна атмосфера;
ОПР	—	окислювальний паровий (аутотермічний) риформінг;
ПАБ	—	підвісні акумуляторні баки;
ПГ	—	повітряний гвинт;
ПЕ	—	паливний елемент;
ПМГ	—	польотний малий газ;
ПЦ	—	польотний цикл;
СГ	—	стартер-генератор;
СУ	—	силова установка;
ТГвД	—	турбогвинтовий двигун;
FCHEA	—	гібридно-електричний літак на паливних елементах;

MCFC	—	паливний елемент із розплавленим карбонатом;
PEMFC	—	паливний елемент з протоннообмінною мембраною;
SAF	—	екологічно чисте авіаційне паливо (біомаса, кулінарні олії, CO ₂);
SOFC	—	твердооксидний паливний елемент.

ІНДЕКСИ

В	—	вода;
відн	—	відносне значення;
ВТ	—	вільна турбіна;
Г	—	газ;
ГВ	—	гвинт;
ГГ	—	газогенератор;
ДВ	—	двигун;
ЗВ	—	зведене значення;
зліт	—	злітний режим
К	—	компресор;
КЗ	—	камера згоряння;
крейс	—	крейсерський режим;
П	—	політ;
Пал	—	паливо;
ПГ	—	повітряний гвинт;
Пит	—	питоме значення
Пот	—	поточне значення;
розрах	—	розрахункове значення;
СА	—	сопловий апарат;
САУ	—	система автоматичного управління
сер	—	середнє значення;
с	—	сопло
Т	—	турбіна;

тг	—	турбіна газогенератора;
e	—	еквівалентне значення;
H ₂ O	—	вода;
i	—	етап польоту/компонента суміші;
max	—	максимальне значення;
min	—	мінімальне значення;
0	—	атмосферні умови;
1	—	вхід у двигун;
2	—	вхід у компресор;
3	—	вхід у камеру згоряння;
4	—	вхід у турбіну газогенератора;
5	—	вхід у вільну турбіну.

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. Розвиток сучасних авіаційних СУ для літаків цивільної авіації спрямований на зниження витрат палива та зниження викидів шкідливих речовин відповідно до планів, встановлених ICAO, IATA, UNEP та інших організацій [1]. Нові екологічні стандарти для пасажирських літаків, прийняті ICAO у 2026 році, посилюють вимоги до зниження забруднюючих викидів CO₂ та NO_x для нових моделей з 2031 року та нових серійних літаків з 2035 року. Основні заходи включають перехід на екологічне авіапальне (SAF), зниження шуму та розробку двигунів на водневих технологіях для досягнення амбітної мети – чистого нульового рівня викидів CO₂ у міжнародній авіації до 2050 року [2, 3]. Однак цільові екологічні показники, прийняті для пасажирських літаків 2035-2050 років, можуть бути досягнуті лише за комплексного вдосконалення елементів планера та СУ. Істотне підвищення економічності та екологічності теплових двигунів лише традиційними способами досягло граничних значень. Необхідні дослідження нових проривних конструктивно-технологічних та інноваційних рішень у галузі створення авіаційних двигунів, СУ і планера ЛА.

Альтернативним напрямком розвитку ГТД є перехід до нових схем СУ, зокрема гібридних силових установок (ГСУ) [4, 5]. Поєднання теплового та електричного двигунів дозволяє суттєво підвищити паливну ефективність ЛА, знизити шкідливі викиди та підвищити економічність експлуатації. ГТЕСУ здатні забезпечити економію палива до 60% в залежності від профілю польоту. Покращення характеристик ГТЕСУ у складі пасажирського літака було досліджено авторами J. Felder, D. Mavris, J. Welstead, M. Plohr, B. J. Brelje, N. Seki, C. Pornet, A. S. Gohardani, C.E.D. Riboldi, C.A. Perullo, A.T. Isikveren, J. Thauvin, K.R. Antcliff, M. Marwa, S. Farokhi, R. Thomson, T. J. Wall, S. Kaiser, P. C. Vratny, M. K. Bradley, A. Seitz, R. H. Jansen, C. Gologan, C. Friedrich та іншими. Концепція раціонального застосування ГТЕСУ знаходиться у постійному розвитку таких організацій як Airbus (Франція), Boeing (США), Rolls-Royce

(Великобританія), Safran (Франція), GE Aviation (США), Raytheon Technologies (США), Pratt & Whitney (США), Ampaire (США), British Electric Aviation Group (Великобританія), Heart Aerospace (Швеція), Dovetail Electric Aviation (Австралія), DLR (Німеччина), Royal NLR (Нідерланди) та інших. Проте сьогодні не мають остаточного вирішення науково-технічні питання щодо енергоємності АБ, щільності потужності ЕД, алгоритмів управління енергією, аеродинамічної інтеграції підсистем літака. Недостатньо приділена увага визначенню оптимальної роботи ГТД у складі ГТЕСУ, раціонального діапазону застосування ГТЕСУ, умов безпеки та сертифікації літаків. Багато результатів досліджень мають закритий характер, що не дозволяє всебічно аналізувати сучасні тренди розвитку енергетичних систем (ЕнС) літака.

Розробка гібридних енергетичних систем дозволяє модернізувати існуючі літаки та продовжити їх життєвий цикл і уникнути купівлі дорогих нових літаків. Ефективна система управління енергією дозволяє використовувати енергію як від теплового двигуна, так і від АБ, що дає гнучкість у проектуванні архітектури літака. Окрім цього, важливим напрямком дослідження ГТЕСУ є визначення діапазону їх раціонального застосування, впливу параметрів компонентів ГТЕСУ на інтегральні та динамічні характеристики ЛА протягом польотного циклу (ПЦ). Тому розроблення методу обґрунтування характеристик ЕнС ГТЕСУ для пасажирського літака є одним із найбільш актуальних науково-технічних завдань у сучасній авіаційній індустрії. Це зумовлено необхідністю поєднання екологічних вимог, паливної ефективності та технологічного прогресу.

Мета і завдання дослідження. Метою даного дослідження є покращення паливної та екологічної ефективності ГТЕСУ з ТГвД для пасажирського літака на основі удосконалення ЕнС з ЕД та ПЕ.

Для досягнення цієї мети дослідження необхідно вирішити **наступні завдання:**

- обґрунтувати напрямок покращення характеристик ГТЕСУ з ТГвД у складі пасажирського літака на основі застосування гібридизації СУ;

- удосконалити структуру методу обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака;
- удосконалити методику розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака;
- удосконалити показник гібридизації для оцінювання ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака;
- визначити вплив ступеня гібридизації ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ на експлуатаційні характеристики та діапазон застосування пасажирських літаків.

Об'єкт дослідження – процес визначення раціональних характеристик ЕнС ГТЕСУ на базі ТГвД з ЕД та ПЕ для пасажирського літака.

Предмет дослідження – методи, моделі та закономірності щодо визначення раціональних характеристик ЕнС ГТЕСУ на базі ТГвД з ЕД та ПЕ для пасажирського літака.

Методи дослідження. Теоретичні основи роботи базуються на принципах і методах системного аналізу, математичного та імітаційного моделювання. У дисертаційній роботі використовувались методи математичного моделювання (ММ), ретроспективний метод, експериментальний метод, аналітичний метод, метод імітаційного моделювання. В основі ММ лежать методи теорії авіаційних двигунів, конструкції теплових двигунів, динаміки польоту ЛА, розділи електрохімічної енергетики, теплофізика та термодинаміка процесів у ЕнС ГТЕСУ. Валідація математичних моделей виконувалася шляхом порівняння результатів математичного моделювання експлуатаційних характеристик пасажирського ЛА з результатами льотної експлуатації пасажирських ЛА та їх СУ. Комплексне застосування методів дослідження забезпечує достовірність отриманих результатів та висновків.

Наукова новизна отриманих результатів. Наукові результати дисертаційного дослідження полягають у наступному:

- удосконалено метод обґрунтування параметричного обрису гібридної турбоелектричної силової установки пасажирського літака. На відміну від попередніх, удосконалений метод базується на нових математичних моделях

розрахунку характеристик енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном, електричним двигуном та паливними елементами, математичній моделі розрахунку валових викидів забруднюючих речовин за польотний цикл. Удосконалений метод розширив область дослідження проєктно-конструкторських рішень щодо створення гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном, електричним двигуном та паливними елементами і застосуванням відповідних показників гібридизації.

– удосконалено методику розрахунку характеристик енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном, електричним двигуном та паливними елементами, яка відрізняється від попередніх тим, що дослідження робочого процесу енергетичної системи включає багатоджерельну архітектуру та синергію теплових, електричних і водневих компонентів для підвищення паливної та екологічної ефективності. Такий спосіб організації робочого процесу гібридної турбоелектричної силової установки дозволив збільшити потужність турбогвинтового двигуна на режимах зльоту та набору висоти і зменшити валові викиди забруднюючих речовин у порівнянні з традиційною силовою установкою.

– удосконалено показник гібридизації для оцінювання гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном, електричним двигуном та паливними елементами. На відміну від попередніх, удосконалений показник ураховує внесок того чи іншого джерела енергії (гас, водень, SAF) у процес отримання загальної кількості доступної електричної енергії (потужності) на валу повітряного гвинта та враховує часткові масові показники гібридизації гібридної турбоелектричної силової установки на всіх етапах польотного циклу пасажирського літака.

– отримано нові залежності маси та об'єму енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки від показника її гібридизації для нових проєктів пасажирських літаків вміщенням 20, 50 та 100 пасажирів. Отримані нові залежності відрізняються від відомих тим, що враховують вплив

ступеню гібридизації на масо-габаритні характеристики гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном, електричним двигуном та паливними елементами і уточнюють граничні діапазони їх застосування на пасажирському літаку. На основі отриманих залежностей можливо спрогнозувати параметричний обрис енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном для забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації всього пасажирського літака на етапах його проєктування як нового або проведення модернізації/модифікації існуючого літака.

Особистий внесок здобувача. Наукові положення, результати теоретичних і експериментальних досліджень, висновки та рекомендації, викладені в дисертації, що виносяться на захист, отримані автором особисто.

Для аргументації окремих положень роботи використовувались праці інших вчених, на які обов'язково зроблено посилання. У наукових роботах, опублікованих в співавторстві, з питань, що стосуються цього дослідження, автору належать: [6] – аналіз літературних джерел, постановка завдання, аналіз результатів; [7] – аналіз літературних джерел, постановка завдання, вибір показників і критеріїв для оцінювання ефективності ГТЕСУ; [8] – вибір та обґрунтування параметрів ЕД; [9] – аналіз літературних джерел, постановка завдання, удосконалення структури методу обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД для пасажирського літака, розробка ММ розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД та ПГ, отримано нові залежності маси та об'єму ЕнС ГТЕСУ від ступеня її гібридизації, аналіз результатів; [10] – удосконалення методики визначення основних характеристик ПГ для ТГвД, висновки по роботі; [11] – аналіз літературних джерел, аналіз отриманих характеристик ПГ; [13] – аналіз літературних джерел, постановка завдання, удосконалення методу обґрунтування характеристик ТГвД у складі ГТЕСУ, удосконалення показника гібридизації ГТЕСУ, висновки; [14] – підхід до визначення характеристик ПГ; [15] – ММ визначення характеристик ПГ змінного кроку в стендових умовах; [16] – аналіз створення ГТЕСУ для регіональних

літаків; [17] – підхід до визначення основних характеристик ПГ для ТГВД; [18] – обґрунтування характеристик ТГВД у складі ГТЕСУ пасажирського літака; [19] – [22] – постановка задачі на проектування лопаті ПГ, ММ проектування лопаті ПГ.

Робота [12] виконана без співавторів.

Публікації. Результати дисертаційної роботи викладено в 17 наукових публікаціях, у тому числі: 4 статті у виданнях, що проіндексовані у наукометричній базі даних Scopus [6–9], 4 статті у періодичних наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України категорії Б [10–13], 5 публікацій у матеріалах і тезах наукових конференцій [14–18], 1 патент України на корисну модель [21] та 3 свідоцтва України на промисловий зразок [19, 20, 22]. Список публікацій здобувача за темою дисертації та відомості про апробацію результатів дисертації надано у додатку А.

Апробація матеріалів дисертації. Основні результати робіт доповідалися на міжнародних та галузевих науково-технічних конференціях, на науково технічних семінарах, а саме: міжнародних семінарах №3-6 “New Trends in the Construction, Research and Operation of Flying Objects” (Lukasiewicz Research Network-Institute of Aviation, Warsaw; May-2022, November-2022, January-2024, September-2025); міжнародній науковій конференції “Новітні технології – для захисту повітряного простору” (м. Харків, 2024 р.); міжнародних конгресах двигунобудівників (м. Харків, 2020, 2022, 2023, 2025 рр.), науково-технічні семінари АТ “Івченко-Прогрес” (м. Запоріжжя, 2025, 2026 рр.).

Структура та обсяг дисертації: Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків і додатків. Повний обсяг дисертації становить 288 сторінок, з яких: зміст на 5 сторінках, перелік умовних скорочень на 4 сторінках, вступ на 11 сторінках, основний текст на 145 сторінках, список використаних джерел на 36 сторінках (із 315 найменувань). Робота містить 11 таблиць, з яких 3 таблиці на 3 окремих сторінках, 16 рисунків, з яких 3 рисунки на 3 окремих сторінках, 4 додатків на 81 сторінці.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами, грантами.

Виконання теоретичних і експериментальних робіт по темі дисертаційних досліджень є частиною перспективних досліджень АТ “Івченко-Прогрес” у напрямку визначення концептуальних технологій проєктування перспективної ГТЕСУ з ТГвД. Частина наукових досліджень виконана у рамках робочого пакету WP7 європейського проєкту “Екологічно чиста авіація для всіх класів повітряних суден” (шифр EFACA) у рамках програми “Горизонт Європа” (грантова угода №101056866), яка включена до кластера “Клімат, енергетика та мобільність”.

Практичне значення отриманих результатів. Основні наукові положення дисертації доведено до практичної реалізації у вигляді:

- Єдиного програмного комплексу як інструментального засобу щодо вибору та обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ у складі пасажирського літака. Розроблений програмний комплекс дозволяє автоматизувати розрахункові дослідження та скоротити час для прийняття технічного рішення.

- Обґрунтованої науково-технічної інформації під час прийняття рішень щодо забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації ГТЕСУ у складі пасажирського літака на етапах його проєктування як нового або проведення модернізації/модифікації існуючого літака.

- Методики розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ, яка дозволяє досліднику порівнювати різні схеми ЕнС ГТЕСУ та вибирати найкращу для заданого польотного циклу пасажирського літака.

- Удосконаленого показника гібридизації ГТЕСУ з ТГвД, який показує досліднику внесок того чи іншого джерела енергії (гас, водень, SAF) у процес отримання загальної кількості доступної електричної енергії (потужності) на валу ПГ.

- Методики розрахунку характеристик ПГ ТГвД у складі ГТЕСУ, що дозволяє досліднику економити час та прогнозувати результати дослідження характеристик ТГвД.

– Запропонованих рекомендацій щодо побудови раціональної ЕнС ГТЕСУ.

Зазначені методи, моделі та співвідношення при дослідженні характеристик ЕнС ГТЕСУ в рамках прийнятих припущень при їх отриманні є універсальними і можуть бути використані для будь-якого пасажирського літака.

Практичне значення отриманих результатів досліджень підтверджується актами впровадження наукових результатів (Додаток Б): у навчальному процесі Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» при викладанні курсів «Принцип дії, схеми та конструкція авіаційних двигунів і енергетичних установок», «Моделювання та розрахунок процесів в авіаційній і ракетно-космічній техніці (акт впровадження від 15.01.2026 р.); у науково-технічних дослідженнях АТ “Мотор Січ” при розрахунках експлуатаційних характеристик ТГвД ТВ3-117ВМА-СБМ1 (акт впровадження від 03.03.2026 р.); у науково-технічних дослідженнях АТ “Івченко-Прогрес” при визначенні характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД АІ-450С, що дозволило скоротити час на проєктування модернізованого двигуна (акт впровадження від 02.02.2026 р.).

Результати роботи можуть бути використані науково-дослідними установами, підприємствами промисловості та авіаційного транспорту України, які займаються проєктуванням, виготовленням та модернізацією ГТД з різним рівнем гібридизації.

Список використаних джерел у вступі

1. Strategic Plan 2026–2050 ICAO. – URL: https://www.icao.int/sites/default/files/2025-02/ICAO-Strategic-Plan-2026-2050-V2_0.pdf. – Accessed: 01.03.2026.
2. IATA. Aircraft Technology Roadmap to 2050. - URL: <https://www.sipotra.it/wp-content/uploads/2020/03/Aircraft-Technology-Roadmap-to-2050.pdf>. – 51 p. – Accessed: 04.03.2026.
3. Horizon Europe work programmes (2023). – <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.

4. S. Farokhi (2020). Future Propulsion Systems and Energy Sources in Sustainable Aviation. – Aerospace series: John Wiley & Sons. – 448 p.

5. Clément Pernet. (2014) Hybrid and Universally-Electric Aircraft Concepts. AccessScience, McGraw-Hill Yearbook of Sciences and Technology (McGraw-Hill Education,). - <http://dx.doi.org/10.1036/1097-8542.YB150553>.

6. Loginov V., Ukrainets Ye., Kravchenko I., Yelans'ky O., Fil S., Pushylin O. Regional passenger aircraft type of An-158 with a hybrid propulsion parametric concept/Transactions on Aerospace Research. 2024. Vol. 277 No. 4. p. 14-26. DOI: 10.2478/tar-2024-0020. (SCOPUS).

7. Pushylin O., Loginov V. Selection of indicators for assessing the efficiency of hybrid turbo-electric propulsion system configurations for passenger aircraft / Transactions on Aerospace Research. 2025. Vol. 278 No. 1. p. 85-97. DOI: 10.2478/tar-2025-0005. (SCOPUS).

8. Loginov, V., Pushylin, O., Tsaglov, O. (2025). Review and Analysis of Integration Properties of an Aircraft with a Hybrid Power Plant. The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence, 61-65 – DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_9. (SCOPUS).

9. Pushylin O., Loginov V., Tsaglov O. The influence of a hybrid turboelectric power plant energy system on the performance and emissions of a passenger aircraft. / Transactions on Aerospace Research. 2026. Vol. 282 No. 1. p. 76-106. DOI: 10.2478/tar-2026-0004. (SCOPUS).

10. Безпалий В. А., Пушилін О. Є. Удосконалена методика визначення основних характеристик повітряного гвинта двигуна літака / Випробування та сертифікація. 2024. Випуск 1(3). С. 7-13. DOI: 10.37701/ts.03.2024.01. (категорія Б).

11. Безпалий В. А., Пушилін О. Є. Експериментальна методика визначення нормальних характеристик повітряних гвинтів на гвинтовому приладі ГП-1 / Системи озброєння і військова техніка. 2024. №4(80). С. 7-11. DOI: 10.30748/soivt.2024.80.01. (категорія Б).

12. Пушилін О. Є. Удосконалення інтегрального показника для оцінювання характеристик гібридної силової установки у складі пасажирського літака / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2025. № 3(203). С. 12-29. DOI: 10.32620/akt.2025.3.02. (категорія Б).

13. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Удосконалений метод обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки літального апарата / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2025. № 4 спецвипуск 1 (205). С. 14-30. DOI: 10.32620/akt.2025.4sup1.02. (категорія Б).

14. Логинов В. В., Украинец Е. А., Пушили А. Е. Метод определения основных аэродинамических характеристик воздушного винта изменяемого шага для турбовинтового двигателя / XXV Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2020. С. 54-55.

15. Пушили А. Е., Логинов В. В. Особенности определения характеристик воздушного винта изменяемого шага в стендовых условиях / XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2022. С. 39-40.

16. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Аналіз стану щодо створення гібридних турбоелектричних силових установок для регіональних літаків у світі/ XXVIII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2023. С. 10-11.

17. Bezpalyy V., Pushylin O. Determination of the aerodynamic characteristics of the air propeller of the UAV power plant / XX міжнародна наукова конференція Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба «Новітні технології – для захисту повітряного простору»: Тези доповідей, 02–03 травня 2024 року. – Харків: ХНУПС ім. І. Кожедуба, 2024. - С.84.

18. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки пасажирського літака / XXX Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези

довідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2025. С. 18-19.

19. Свідоцтво України на промисловий зразок №44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік. 26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю. М., Денисюк О. В., Золотухін Д. В., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Шевчук С. П.

20. Свідоцтво України на промисловий зразок №44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю. М., Денисюк О. В., Корнійчук О. В., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Ткаченко Є. О., Шевчук С. П., Яковлев С. В.

21. Патент України на корисну модель №154435 «Лопать повітряного гвинта»; МПК: B64C11/18(2006.01); заявка u202301430 від 03.04.2023; опублік. 16.11.2023; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю. М., Денисюк О. В., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Шевчук С. П.

22. Свідоцтво України на промисловий зразок №46740 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202400198 від 11.03.2024; опублік. 22.08.2024; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Білець А. Ю., Гуро Ю. М., Кравченко І. Ф., Пушилін О. Є., Смірнов С. А., Тимошенко С. І.

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ НАУКОВО-МЕТОДИЧНОГО АПАРАТУ ЩОДО СТАНУ РОЗРОБКИ І ЗАСТОСУВАННЯ ГІБРИДНИХ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК

1.1 Огляд та аналіз концепцій створення пасажирського літака з гібридною силовою установкою

Зростаюче усвідомлення впливу обсягу шкідливих викидів на навколишнє середовище, пов'язаного з технологічним прогресом, висуває нові вимоги, з якими має зіткнутися наукова спільнота. В авіаційній галузі ефективно використання існуючих технологій та впровадження нових технологій є критично важливими елементами корпоративної стратегії скорочення шкідливих викидів CO₂ на 75%, NO_x на 90% та сприйнятого шуму на 65% до 2050 року (у порівнянні з літаком 2000 року). Однією з основних стратегій, що використовуються для обмеження викидів забруднюючих речовин (ЗР) під час польоту, є збільшення використання електричної енергії для рушійних цілей, що призводить до концепцій, заснованих на повністю електричних або гібридно-електричних ЕнС. Гібридно-електричні архітектури є однією зі зростаючих технологічних інновацій, що обіцяють ефективну авіацію майбутнього та зменшення викидів як з точки зору забруднюючих газів, так і шумового сліду.

Станом на 2026 рік, ключовими компаніями, які розробляють ЕнС для електричних пасажирських літаків, є аерокосмічні компанії Rolls-Royce, Safran, GE Aerospace та Collins Aerospace, а також спеціалізовані фірми MagniX, ZeroAvia та H55 S.A. [1]. Ці компанії розробляють двигуни мегаватного класу, виконують інтеграцію АБ та гібридно-електричних систем для регіональних та приміських літаків. Основні концептуальні напрямки щодо розробки гібридно-електричних авіаційних двигунів включають ключові галузеві та дослідницькі програми [2]:

– “Clean Sky 2” – частина Рамкової програми Європейського Союзу “Horizon 2020” та спільне підприємство Європейської Комісії і європейської авіаційної промисловості, є найбільшою дослідницькою програмою для авіації в Європі. Програма включає три інноваційні платформи на рівні демонстраторів інтегрованих технологій, що розглядають планер, двигуни та системи для екологічних ЛА на рівні основних інтегрованих систем.

– CFM International RISE (Revolutionary Innovation for Sustainable Engines): Програма зосереджена на архітектурі відкритих вентиляторів та гібридних електричних систем, з більш ніж 3000 циклами витривалості.

– AMBER (Innovative Demonstrator for hybrid-Electric Regional Application): проєкт «Clean Aviation», спрямований на розробку гібридної електричної рушійної системи потужністю 2 МВт, що працює на водневих паливних елементах.

– Electrified Powertrain Flight Demonstration (EPFD): Спільні зусилля GE Aerospace та Boeing для наземних/льотних випробувань.

– Clean Aviation SWITCH (Sustainable Water-Injecting Turbofan Comprised of Hybrid-Electrics): розробити гібридно-електричну та водно-покращену турбовентиляторну технологію для зменшення викидів CO₂ до 25 %.

– NASA's Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR): Зосереджено увагу на паралельних гібридних архітектурах, з дослідженнями, спрямованими на впровадження у 2030-2040 роках.

– RTX Hybrid-Electric Flight Demonstrator: Зосереджено на тестуванні потужних гібридно-електричних систем.

Огляд сучасного стану та перспектив розвитку технологій для гібридної силової установки пасажирських літаків наведено в додатку Б. Як відомо, більшість нових технологій, пов’язаних з розвитком літаків та їх СУ, з’являються поетапно [2]. Головна мета сучасних гібридно-електричних технологій в авіації – зниження витрати палива, зменшення викидів вуглекислого газу, зниження шуму та підвищення ефективності регіональних перевезень. Основним стримуючим фактором залишається низька щільність енергії існуючих АБ, які надто важкі для забезпечення тривалих польотів великих літаків. Тому гібридні

технології сприймаються як проміжний етап перед створенням повністю електричних літаків.

У дослідженні [3] детально описано сучасний стан авіаційної техніки та проблеми, пов'язані з електричними машинами та перетворювачами потужності. Показано прогнозований план розвитку більшої кількості електричних агрегатів для літаків. За останні 10 років новими невеликими компаніями у виробництві літаків було представлено короткомагістральні ЛА, які споживають енергію від АБ та ПЕ. Після цього наступними стали різні методи та підходи до розробки ЛА з гібридним живленням СУ від таких компаній як Boeing [4], Airbus [5] і Embraer [6]. Зараз чотири провідні виробники ГТД - Pratt & Whitney/Pratt & Whitney Canada, General Electric (нині GE Aerospace), Safran і Rolls-Royce розробляють гібридні електричні двигуни для комерційних авіалайнерів та інших літаків різного призначення.

Компанія Pratt&Whitney Canada співпрацює з De Havilland з Канади над модифікацією невеликого пасажирського літака Dash 8 з гібридно-електричною СУ [7]. Компанія розвиває технологію Scalable TurboElectric Powertrain Technology (STEP-Tech) та підтримує концепції високовольтних турбоелектричних, гібридно-електричних СУ у класі 100-500 кВт і до 1 МВт, а також підтримує розробку силових систем для транспортних засобів eVTOL і eCTOL.

У компанії GE Aerospace (Collins Aerospace і Raytheon Technologies) було кілька розробок, що пов'язані із гібридними електричними приводами [8]. Компанія P&WC вибрала швейцарську компанію H55 S.A. для забезпечення акумуляторних систем для своєї програми демонстрації гібридно-електричних польотів – Electric Powertrain Flight Demonstration (EPFD) [9]. Компанії Boeing і Aurora Flight Sciences були обрані для надання GE Aerospace системної інтеграції, проведення льотних випробувань і модифікації 36-місного літака Saab 340B, який буде оснащений турбогвинтовими двигунами GE CT7-9B.

Компанії SAFRAN і GE Aerospace, як партнери виробника двигунів CFM International, запустили програму “Revolutionary Innovation for Sustainable Engines” (RISE) [10], яка включає технологію відкритого вентилятора з лопатями

ротора з вуглецевого волокна. Програма RISE вивчає гібридно-електричний двигун і включає дані програми EPFD. На двигуні CFM RISE також буде перевірена потужність на основі водневих технологій. Safran Power Units спільно з Safran Tech продовжують випробування розподіленої ГСУ на 100 кВт. Окрім цього, компанії Safran Electrical&Power і AURA AERO, французький стартап з виробництва електричних літаків, почали спільну роботу над архітектурою та електричними СУ для двох літаків: повністю електричного тренувального літака AURA INTEGRAL E та 19-місного регіонального літака Electric Regional Aircraft (ERA) з турбогвинтовим гібридно-електричним двигуном [11].

Компанія Rolls-Royce бере участь у програмах екологічно чистих СУ, спрямованих на ринок передової авіаційної мобільності та авіап перевезень [12]. Програма Power Generation System 1 (PGS1) для діапазону потужності до 2,5 МВт випробовується на двигуні AE2100. Цей двигун встановлюється на регіональний авіалайнер Saab 2000 (58 пасажирів), а також військові транспортні літаки Leonardo C-27J і Lockheed Martin C-130J.

Компанія Heart Aerospace як шведський розробник електричних літаків, представила гібридно-електричний регіональний літак ES-30 для перевезення 30 пасажирів [13]. ES-30 має бути введений в експлуатацію з 2028 року та матиме дальність польоту до 200 кілометрів на електричній енергії, а з резервною ГСУ дальність польоту літака можна буде збільшити до 400 кілометрів. Новий літак ES-30 замінює ES-19, раніше заплановану концепцію гібридного літака для 19 пасажирів.

Компанія Collins Aerospace співпрацює з дочірньою компанією Pratt&Whitney Canada над розробкою екологічно чистих гібридно-електричних СУ [8]. У співпраці з De Havilland Aircraft, Collins і Pratt&Whitney інтегрують нову гібридно-електричну СУ в демонстраційний літак De Havilland Dash 8-100. Демонстратор буде оснащено ГСУ потужністю 2 МВт, яка поєднує двигун від Pratt&Whitney, що працює на паливі, і електродвигун від Collins, що живиться від батареї, у паралельній гібридній конфігурації [14].

Компанія Honeywell продовжує розробляти гібридні та електричні системи до літаків різного призначення [15]. Інтегровані системи поєднують двигуни,

контролери та генератори для живлення двигунів або акумуляторів великої ємності.

Перший продукт компанії Universal Hydrogen для польотів на водні став комплект для переобладнання існуючих регіональних літаків, починаючи з літаків ATR72 і De Havilland Canada Dash-8 [16]. Він складається з електричної СУ на ПЕ, яка замінює існуючі ТГВД. Літаючий випробувальний стенд De Havilland Canada Dash 8-300 компанії Universal Hydrogen став найбільшим воднево-електричним літаком після успішного першого польоту, який відбувся 2 березня 2023 року [17].

Німецька компанія представила проєкт регіонального літака SynergIE, який має гібридно-електричну СУ, що приводить у рух 10 гвинтів на передній кромці крила [18]. Концепція була розроблена в рамках державного проєкту SynergIE німецьким аерокосмічним центром DLR, Airbus, Rolls-Roys і Bauhaus Luftfahrt e.V. [19].

Останньою демонстрацією “Clean Aviation” є регіональний літак із технологіями, готовими до введення в експлуатацію до 2035 року, що включає життєздатні рішення щодо технологій, інтеграції, інфраструктури та сертифікації [20]. Літак матиме гібридно-електричну тягу, що підтримується 100% паливом або воднем (ПЕ або H_2 , що спалюють як джерело теплової енергії), щоб досягти на 90% нижчих викидів і повністю відповідати нормам ІКАО щодо шуму [21, 22].

У рамках проєкту “Clean Sky 2” компанія Leonardo відіграє провідну роль у розробці демонстраційної платформи для «зеленого» регіонального літака наступного покоління (NGTCR). У програмі беруть участь багато європейських авіаційних підприємств [23].

Компанії NLR і Delft University of Technology виконали проєкт під назвою NOVAIR (Novel Aircraft Configurations and Scaled Flight Testing Instrumentation) для розробки конфігурацій літаків із гібридною СУ в рамках спільного проєкту European Sky 2 [24]. Крім цього, NLR приймає активну участь у програмі Future Sky – це спільна дослідницька ініціатива Асоціації - European Research Establishments in Aviation (EREA).

Компанія Embraer представила концепцію екологічно чистих літаків пасажиромісткістю від 9 до 50 крісел, які призначені для регіонального авіасполучення. Сімейство під брендом Energia планується ввести в експлуатацію в період з 2030 по 2040 роки [25]. У перспективну лінійку входять 4 невеликі літаки з повністю електричним, гібридним, воднево-електричним та двопаливним водневим двигунами з низьким рівнем шуму та викидів CO₂.

Правильна оцінка енергозбереження вимагає впровадження нових методологій проєктування та нових моделей проєктування. NASA запропонувало концепцію гібридного електричного літака PEGASUS, яка базується на паралельній гібридній електричній версії літака ATR-42-500. Інший проєкт NASA «Fostering Ultra-Efficient, Low-Emitting Aviation Power» (FUELEAP) показує вищий рівень досяжності питомої потужності та ефективності [26].

Компанія MTU Aero Engines запропонувала концепцію ZEROe від європейського виробника літаків Airbus [27]. MTU розраховує на варіант використання водню: перетворення його на електрику за допомогою ПЕ. Ця програма також описана експертами MTU в їх технологічній дорожній карті для досягнення польоту без шкідливих викидів на демонстраторі Do-228.

У рамках проєкту FUTPRINT50 Aircraft Design Challenge автори роботи [28] розробили гібридний регіональний літак HAIQU (Hydrogen Aircraft designed for Quick commUting). Конструкція літака забезпечує місткість 50 пасажирів і поєднує в собі переваги акумуляторної батареї та технології ПЕ у гібридній комбінації.

Отже, аналіз концепцій створення пасажирських літаків з ГСУ показав надзвичайну актуальність розробки ГСУ для сучасних та перспективних літаків. Це зумовлено необхідністю покращення екологічних показників, підвищення економічної ефективності перевезень та покращення експлуатаційних характеристик ЛА.

1.2 Огляд та аналіз науково-технічної інформації щодо концепцій створення гібридних силових установок у складі пасажирських літаків

Розвиток сучасних і перспективних 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 [29, 30]. Цільові екологічні показники, прийняті для пасажирських літаків 2035-2050 років, можуть бути досягнуті лише за комплексного вдосконалення планера та СУ. Істотне підвищення економічності та екологічності теплових двигунів лише традиційними способами (підвищення параметрів робочого процесу, ступеня двоконтурності та ККД вузлів) досягло граничних значень. Необхідне дослідження нових проривних конструктивно-технологічних, інноваційних рішень у галузі створення авіаційних двигунів, СУ та планера ЛА.

Альтернативним напрямом розвитку авіаційних двигунів є перехід до нових схем СУ, зокрема ГСУ. Для досягнення цієї мети досліджуються кілька рішень, таких як електрифіковані літаки [31], літаки на водневому пальному [32] та екологічно чистому авіаційному паливі (SAF) [33].

Впровадження гібридно-електричної технології СУ відкрило простір проектування конструкції літаків завдяки розширенню комбінаторних можливостей на рівні літака. Це можливо змінить сучасну концепцію проектування літаків. Поєднання теплового та електричного двигунів дозволяє суттєво підвищити паливну ефективність ЛА, 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 екологічної ефективності у складі ЛА набуває високої актуальності [34, 35, 36].

Сьогодні в авіації виділено два підходи до електрифікації СУ – консервативний і революційний [37]. Консервативний підхід спрямований на

послідовну заміну гідравлічних, пневматичних та механічних компонентів на основі створення і впровадження технічних рішень щодо електричної системи. Проте революційний підхід передбачає створення ГСУ або навіть повністю електричної СУ. Відомо, що для досягнення достатньої дальності польоту електричних літаків, крім високого значення аеродинамічної якості, який залежить від конструкції літака та високої масової частки АБ, потрібна висока питома енергія АБ. Через недостатню питому енергію АБ для регіональних перевезень (500...1000 км) гібридно-електричні літаки переважають, ніж повністю електричні. Сьогодні розглядаються схеми ГСУ, які представлені в додатку В, рис. В.4 [2]. Повністю електричні системи покладаються на АБ або систему ПЕ як єдине джерело рушійної енергії на літаку. Гібридно-електричні системи використовують ГТД для вироблення енергії рушійної сили та заряджання АБ. Крім того, АБ забезпечують енергію, необхідну для руху протягом кількох етапів польоту [38]. Паралельна гібридна схема: у цій системі ГТД та ЕД із живленням від АБ встановлені на валу, який приводить у рух вентилятор, так що один або обидва компоненти можуть забезпечувати рух у будь-який момент часу. Послідовна гібридна схема: за цієї технології лише ЕД механічно з'єднані з вентиляторам. Функція газової турбіни полягає в управлінні електричним генератором, який, у свою чергу, приводить у дію двигуни та/або заряджає АБ. Послідовно-гібридні системи сумісні з розподіленими концепціями руху, які використовують кілька невеликих двигунів та вентиляторів.

Частково гібридна послідовна/паралельна система: ця система має один або декілька вентиляторів, які можуть приводитися в рух безпосередньо газовою турбіною, тоді як інші вентилятори можуть приводитися в рух виключно ЕД, які можуть живитися від генератора з турбінним приводом або від АБ. Окрім зазначених джерел живлення також існують силові кабелі, блоки розподілу енергії та інше обладнання, яке необхідно враховувати при дослідженні експлуатаційних характеристик ЛА. Як уже згадувалося вище, основними

джерелами енергії для руху електричних літаків є АБ та/або ПЕ. Проте процедура отримання енергії може бути різною.

Основним шляхом повної електрифікації літаків є застосування ПЕ з протоннообмінною мембраною (PEMFC). Однак, якщо PEMFC використовує газ, метанол або біопаливо як пальне, необхідно встановити риформер для отримання водню з високим тиском газів (додаток В, рис. В.5). Це паливо можливо використовувати безпосередньо без зовнішнього риформера у високотемпературних ПЕ (випадок С): ПЕ із розплавленим карбонатом (MCFC); твердооксидний ПЕ (SOFC). В принципі, окисно-відновна АБ також є вибором для електрифікації (випадок D), але для практичного застосування його питома енергія приблизно на 25 Вт·год/кг нижче. Випадок Е показує електрифікацію за допомогою АБ, де енергія фіксована та визначається розміром акумулятора. Для випадків А–D енергія визначається кількістю палива (H_2 , газ, метанол, біопаливо або окисно-відновний електроліт). Найбільш перспективними практичними випадками є А (H_2 , PEMFC) та Е (АБ).

В даний час у короткостроковій та середньостроковій перспективі основна увага приділяється гібридно-електричній архітектурі (варіант В, рис. В.5), що викликано відносно низькою питомою енергією батареї [40, 41, 42]. Для ПЕ в авіації необхідно також враховувати використання відходів – води, водяної пари, тепла та збідненого киснем повітря для інертизації паливних баків та гасіння пожежі вантажного відсіку.

Таким чином, зі створенням та впровадженням ГСУ потенційно можливо зменшити до 50% викидів вуглекислого газу, оксидів азоту та інших забруднюючих речовин. Це необхідно для виконання міжнародних екологічних норм при досягненні вуглецевої нейтральності в авіації. При цьому, використання ЕД у поєднанні з ГТД дозволяє оптимізувати роботу ГТЕСУ на різних режимах польоту (зліт, набір висоти ешелону, крейсерський політ), що знизить витрату палива регіональними літаками до 30%. Гібридна конфігурація дозволяє використовувати кілька джерел енергії (традиційне паливо + акумулятори/суперконденсатори) і забезпечувати відповідну ефективність EnC .

ЕД можливо розподіляти по крилу, що дозволяє створювати нові аеродинамічні схеми літаків. Окрім цього, ЕД забезпечують високий крутний момент, що покращує злітно-посадкові характеристики ЛА, а електричний привід працює значно тихіше за традиційні двигуни, що критично важливо для аеропортів, що знаходяться в межах міста, і для розвитку міської аеромобільності (eVTOL).

Отже, для визначення раціональної архітектури ЕнС ГТЕСУ необхідно проаналізувати типи, конфігурації та характеристики основних складових – АБ, ПЕ та генераторів, які дозволять знизити споживання палива та підвищити екологічність ЛА.

1.3 Огляд та аналіз архітектури енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки у складі пасажирського літака

1.3.1 Аналіз застосування акумуляторних батарей в енергетичній системі гібридної турбоелектричної силової установки

Окрім генератора та ПЕ, які розглядаються для застосування в гібридно-електричній СУ, використовуються АБ, які є основним засобом для забезпечення електричною енергією ЕнС. Високий рівень ефективності АБ є основною перевагою для його використання. Але повітряний транспорт потребує високої енергії і потужності ГТЕСУ в мегаватах (додаток В, рис. В.3) [2, 43].

Очікується, що гравіметрична питома енергія передових АБ залишатиметься у 8 разів нижчою, ніж у палива на основі повного аналізу ексергії системи [44]. Тому інтеграція системи АБ на рівні літака призводить до стрибкого збільшення величини ваги, що погіршує ефективність ЛА [37].

Питома енергія та питома потужність АБ не є незалежними характеристиками і визначаються під час проектування АБ. У результаті комбіноване підвищення питомої енергії та питомої потужності виявляється більшою технологічною проблемою, ніж оптимізація за одним критерієм. Додаткові аспекти, такі як питома ємність енергії, ефективність, погіршення

характеристик з часом, життєвий цикл, робоча температура, поведінка заряду/розряду, безпека, надійність і стійкість до навколишнього середовища також необхідно враховувати при виборі технології АБ [45]. Технологія літієвих АБ вважається найбільш перспективним варіантом для застосування на ЛА. Сучасна літієва АБ пропонує питому енергію приблизно 200...250 Вт·год/кг. З точки зору потужності, питома потужність може бути близько 2000 Вт/кг [46]. Розширення технології літієвої АБ з огляду на застосування в ЕнС ЛА є складним завданням через високу потужність і високі потреби в енергії. Щоб розвинути ефективність АБ, проводяться масштабні дослідження. Очікується, що питома енергія близько 400 Вт·год/кг буде досягнута завдяки майбутньому розвитку технології літієвих АБ [47].

Для інтеграції АБ у складі літака необхідно також враховувати додаткову вагу корпусу та проводки між елементами ЕнС. Гравіметричні питомі значення на рівні системи відповідно зменшуються порівняно зі значеннями, зазначеними на рівні ячейки. Теоретичний аналіз із зазначенням ваги корпусу та проводки, що становить до 30% АБ, можна знайти в роботі [48].

З огляду на вагові характеристики АБ, їх стараються замінити водневими ПЕ за умови наявності надійної всесвітньої мережі постачання водню.

1.3.2 Аналіз застосування паливних елементів в енергетичній системі гібридної турбоелектричної силової установки

Технологія застосування водневих ПЕ є одним із альтернативних рішень для майбутніх систем чистої енергії в авіаційних СУ [44, 49].

ПЕ мають багато переваг над традиційними способами виробництва енергії, такі як висока щільність енергії та висока ефективність робочого процесу. Наприклад, ефективність вироблення електричної енергії досягає 40...50 %, отримання електричної енергії для комбінованого циклу з газовою турбіною – 65...70 %, з рекуперацією тепла/твердооксидних ПЕ (SOFC) – 80...90%. ПЕ хімічно не забруднюють навколишнє середовище, мають

одночасне виробництво тепла і електроенергії на виході, високу стабільність потужності при узгодженому регулюванні, мінімальну кількість механізмів переміщення/розподілу при їхньому функціонуванні, можливість гнучкого налаштування, а також присутня паливна універсальність [50].

Для застосування на сучасних ЛА розглядаються ПЕ, які є комерційно доступними – протонообмінна мембрана, що працює на водні, і твердооксидні ПЕ, що знаходяться на стадії розробки. Відомо, що ПЕ не виділяють вуглекислого газу, оскільки продуктом хімічної реакції є лише вода та тепло, що робить привабливим застосування ПЕ у ГТЕСУ ЛА. Необхідна вихідна потужність досягається шляхом збирання ПЕ у стек [51].

Як відомо, застосування ПЕ в системах живлення електричної СУ дозволить більш ніж у 2 рази скоротити масу систем для ЕД однакової потужності. У документах [52, 53, 54] наведено термінологію та типові схеми стаціонарних, переносних та портативних енергоустановок, що використовують технології на базі ПЕ. У роботах [55, 56, 57] показано, що найефективнішою схемою СУ з використанням ПЕ буде гібридна схема. У літературі наводяться різні дані щодо ККД і питомих параметрів ПЕ SOFC залежно від типу палива, вихідної потужності, тиску і температури. На підставі технічного огляду [58, 59, 60, 61, 62, 63] можна зробити висновок, що ККД збірки ПЕ типу SOFC перебуває в діапазоні від 0,55 до 0,65, питома потужність (енергоємність) – 0,5...0,55 кВт/кг і питома об'єм (питома щільність) – 300-400 Вт/л без урахування допоміжних елементів. При цьому рівень потужності наявних збірок сягає до 75-100 кВт. Подальша потужність досягається шляхом об'єднання декількох збірок. Щільність струму при цьому досягає до 0,5 А/см². Застосування полегшених матеріалів, спеціальних конструкторських рішень та оптимізації конфігурації і режимів роботи паливної ячейки [64] дає змогу підняти питому потужність ПЕ типу SOFC до 1,2 кВт/кг за питомого об'єму 0,13 кВт/л.

Згідно з технологічним прогнозом, безперервна питома потужність ПЕ оцінюється в 1,5...2 кВт/кг на рівні стека та 1,0...1,5 кВт/кг на рівні системи [65]. Сучасні ПЕ демонструють ефективність до 65 % на рівні системи [50]. Однак,

зазначені деякі проблемні питання щодо інтеграції ПЕ у енергетичну систему літака. Основні недоліки полягають у роботі з воднем як паливом та його експлуатаційними властивостями, які пов'язані з негативним впливом розмірів водневих баків у літаку, інфраструктурна невизначеність щодо постачання водню до аеропорту, складність системи зберігання водню на борту та безпека пасажирів [66].

Надпровідна турбоелектрична гібридна рушійна система інтегрує надпровідну технологію та технологію водневої енергії, які представляють собою потенційне рішення для досягнення ефективної та потужної рушійної системи [67, 68]. Покращення параметрів компонентів може значно зменшити масу силового агрегату, збільшити співвідношення потужності до ваги та підвищити ефективність перетворення енергії. За оптимістичним сценарієм система досягає пікової потужності 2.15 кВт/кг та ефективності перетворення енергії 75%.

Розглядаються схеми отримання електричної енергії з авіаційного палива (гасу), яке є на борту, завдяки застосуванню ПЕ, що працюють на водні, отриманому з гасу в крекінг-реакторі або безпосередньо працюють на гасі [69]. Застосування гібридних схем з електроприводом, що отримує електроживлення від ПЕ, які працюють на гасі, дасть змогу зберегти без змін основне компонування та системи ЛА, обмежившись змінами безпосередньо СУ.

У роботі [70] розглядається потенціал твердооксидних ПЕ (SOFC) для забезпечення виробництва електроенергії на борту комерційних літаків. Основна увага цього дослідження зосереджена на більш електричних ЛА, які мінімізують відведення повітря з двигунів і замість цього використовують електроенергію, отриману від генераторів (додаток В, рис. В.8). Кількісно оцінені переваги оптимальної системи живлення від ПЕ щодо економії палива та скорочення шкідливих викидів. Однак маса стеку SOFC, додана до маси літака, впливає на споживання палива основним двигуном, що зменшує потенційну економію палива.

Аналіз порівняльної інформації про ПЕ [71] показує, що SOFCs можуть мати найвищий ККД у разі їхньої інтеграції з СУ при найбільшій, порівняно з іншими ПЕ, робочій температурі від 500 °С до 1000 °С і вище. Така висока робоча температура свідчить про необхідність інтеграції SOFCs у структуру ГТД, що дасть змогу використовувати тепло двигуна для нагрівання ПЕ, а також використовувати вихідні продукти ПЕ в роботі ГТД і підвищувати спільний ККД ЕнС. Особливістю організації робочого процесу є той факт, що у реакторі-конверторі авіаційний гас і вода перетворюється на “синтез-газ”, з якого у сепараторі виділяється чистий водень, необхідний для роботи блоку ПЕ. У цьому блоці, що споживає до 90 % виробленого “синтез-газу”, підтримується температура 1223 К (950 °С), яка знижується за рахунок обдування повітрям до 400 К (127 °С). Залишки цього газу та водню надходять в камеру згоряння для їхнього допалювання. Продукти згоряння, що мають температуру 1300 К (1027 °С), надходять у газову турбіну, на валу якої розташовуються компресор та генератор додаткової електроенергії. Вклад останнього становить 18-23 % бортової потреби у цьому виді енергії. Для скорочення масо-габаритних характеристик та збільшення потужності батареї ПЕ пропонується використовувати трубчасті тонкоплівкові твердооксидні паливні мікроелементи [72, 73].

Ключовою перевагою SOFC над іншими ПЕ є гнучкість у виборі палива для організації робочого процесу. Можливо використовувати як водень, так і вуглеводні або похідні вуглеводнів. Високотемпературні SOFC також мають ще одну важливу перевагу - вони можуть працювати безпосередньо на практичному вуглеводневому паливі без будь-яких складних зовнішніх паливних систем реформування палива [50, 73]. Водень і монооксид вуглецю є типовими видами палива для високотемпературних ПЕ, які потім окислюються на аноді до води і вуглекислого газу разом з електричною енергією і великою кількістю тепла. Вуглеводні та сполуки, що містять сірку, призводять до відкладення вуглецю та отруєння електродів сіркою під час роботи SOFC. У цьому випадку

використовується надлишок кисню або пар, щоб уникнути коксування і відкладення вуглецю [74, 75].

Для реалізації виробництва електроенергії, базова конфігурація газотурбінної гібридної системи виробництва електроенергії із застосуванням ПЕ показана в додаток В, рис. В.9 [76]. Система поєднує в собі SOFC і газову турбіну з відповідним управлінням енергією для досягнення високої ефективності виробництва електроенергії. Подібні системи інтеграції розглядаються в статтях [77, 78, 79, 80]. Існують також проекти безпосередньої інтеграції SOFC у проточну частину ГТД [81]. Можливості реалізації такої концепції залежать від питомих параметрів SOFC, її конфігурації та можливості інтеграції ПЕ необхідної потужності у проточну частину двигуна.

У роботі [82] розглядається схема гібридного електричного приводу на основі водневих ПЕ ((додаток В, рис. В.10). Визначена попередня оцінка потенційних переваг, які слід очікувати з технологією ПЕ, що застосовуються на великому літаку.

В роботах [83, 84, 85] описуються питання щодо переходу авіації на нові енергетичні ресурси – водневі ПЕ. Оцінки показують, що при енергоємності вище 10 кДж маса системи на ПЕ нижче маси АБ з аналогічною енергоємністю в 2-3 рази. Силова енергоустановка (електродвигун - ПЕ – бак з воднем) у порівнянні з традиційним приводом на тепловій машині (ГТД - бак з рідким вуглеводневим паливом) має такі суттєві переваги:

1. Відсутність обмеження по максимальному ККД. У ПЕ при робочій температурі менше 100 °С легко досягається ККД перетворення енергії палива до 70 ... 80 %.

2. Хімічне перетворення енергії згоряння водню у генераторі електроенергії обумовлює відсутність механічних вузлів і деталей, що рухаються. Процес регулюється лише електричним навантаженням, звідси простота конструкції, надійність, менша шумність та легкість технічного обслуговування.

3. Водень як паливо має у 3 рази більшу питому енергію. Тому використання водню здатне у 2-3 рази збільшити дальність польоту чи масу корисного навантаження.

4. Висока екологічна чистота. Єдиним продуктом окиснення водню в низькотемпературних ПЕ є вода.

Однак присутні також і проблемні технічні питання, наприклад, значне збільшення маси ГТЕСУ, ускладнюється управління тепловим режимом ПЕ (на висотах більше 5 км), короткочасна видача максимальної потужності (особливо на режимі зльоту), пожежо- та вибухонебезпечність при обслуговуванні.

1.3.3 Аналіз застосування генератора в енергетичній системі гібридної турбоелектричної силової установки

Іншим перспективним рішенням щодо розширення можливостей традиційного ГТД є створення електрифікованого ГТД на основі заміни пневматичних та гідравлічних систем на електричні. Одним з передових варіантів електрифікації ГТД є інтегрування стартера-генератора (СГ) безпосередньо на вал ГТД, що дозволяє відмовитися від редуктора при передачі механічної енергії від СУ до генератора і проводити електричний запуск ГТД. Проблемою в концепції електричного ГТД з інтегрованим СГ є велика кількість обмежень, що накладаються на ЕД, що знаходиться всередині ГТД. Наявність редуктора між СГ чи генератором є причиною зниження надійності системи генерування електроенергії ЛА та призводить до зниження ефективності системи генерування електроенергії ЛА. Тому ряд аерокосмічних компаній та дослідницьких установ проводять роботи з відмови від коробки приводів в ГТД на користь створення інтегрованих СГ. Окрім цього, пропонується впровадження ЕД із надпровідною обмоткою, що охолоджується рідким азотом. Застосування надпровідників в обмотках повністю електричного ГТД дозволяє досягти питомої потужності двигуна на рівні 7-8 кВт/кг [86], що можна порівняти з питомою потужністю деяких традиційних ГТД.

Великим проектом гібридного електричного літака є спільний проект компаній Airbus та RollsRoyce під назвою E-Thrust/E-Fan [87]. Основним недоліком першого зразка Airbus E-Fan є низька тривалість польоту із-за масогабаритних показників з двома чинниками: 1) зі збільшенням потужності повністю електричних ГТД неминуче зростає його маса; 2) не можливо виконати повністю електричний ГТД довільної форми та розмірів, якщо враховувати тільки вимоги аеродинаміки ЛА. Проте роботи зі створення повністю електричних ГТД продовжуються різними компаніями [88, 89, 90].

Проведені дослідження у роботах по даному напрямку розробок [91, 92, 93, 94, 95] показали та підтвердили існування системних науково-технічних задач, які неможливо вирішити одній компанії або організації. При інтеграції СГ в ГТД появляється можливість збільшення одиничної потужності на основі збільшення габаритних розмірів, що обумовлено наявністю вільного простору біля валів двигуна. Очевидною перевагою інтеграції СГ на валу двигуна є підвищення паливної ефективності [96].

Перешкоджаючими факторами при інтегруванні СГ на вали ГТД є забезпечення високої відмовостійкості та наявність високої температури навколо СГ. Забезпечення високої стійкості до відмови СГ обумовлено тим, що відмови в СГ (короткі замикання, перевантаження і т. д.) можуть призвести до порушення безпеки всього польоту. Високі температури всередині ГТД призводять до необхідності збільшення потужності системи охолодження СГ, а також застосування температуростійких матеріалів [97, 98]. Більш того, високі температури навколо СГ призводять до необхідності мінімізації втрат СГ з метою недопущення нагріву окремих елементів СГ через ці втрати. Вимоги щодо стійкості до відмов СГ накладають обмеження на його конструкцію, яка інтегрована в ГТД.

У роботі [99] представлено поглиблений аналіз архітектур повністю електричних літаків з генераторною системою. Представлена методологія та галузеві дослідження, які застосовані до вузькофюзеляжного літака потужністю 20 МВт, еквівалентного Airbus A320. Зазначається, що оптимальною схемою

інтегрованого СГ є розподілена схема, в якій СГ поділяється на два ЕД, один з яких розташований на валу компресора низкого тиску, а другий – на валу компресора високого тиску. Запуск здійснюється ЕД, який розташований на валу компресора високого тиску. Також розподілена схема СГ дозволяє оптимізувати відбір потужності від ГТД на різних режимах його роботи та підвищити надійність інтегрованого СГ. Недоліком розподіленої схеми інтегрованого СГ є її конструктивна складність.

З огляду на задачі при проектуванні ГТЕСУ однозначно стає відомо, що розробка методів проектування потребує комплексного підходу, що поєднує класичну термодинаміку ГТД з електротехнікою та системами накопичення енергії. Методика повинна включати алгоритми вибору схем, математичне моделювання та оптимізацію робочого процесу, алгоритми керування потоками енергії. Важливим аспектом сучасних методів проектування є розробка методів оцінювання рівня гібридизації ЛА з ГТЕСУ та масової досконалості літака.

1.4 Аналіз шляхів і методів проектування гібридної турбоелектричної силової установки у складі пасажирських літаків

Впровадження гібридно-електричної технології змінює сучасну парадигму проектування літаків [100]. Додатковою складністю застосування гібридної електричної технології є можливі синергетичні наслідки в поєднанні з іншими технологіями, такими як розподілена СУ, більш інтегрований інтерфейс планера та інших систем літака. Опубліковано лише декілька оцінок передових концепцій ЛА, які використовують технологію гібридно-електричної тяги. Збірник концепцій і методик реалізації гібридно-електричного транспортного літака опубліковано в роботі [101]. Автори підкреслюють, що важливим аспектом впровадження будь-якої нової технології в авіації є розробка методів визначення розмірів та маси при проектуванні ГТЕСУ. Вони необхідні не лише для фактичної розробки комерційного продукту, але й для дослідження впливу цієї технології на літак взагалі. Це особливо актуально стосовно

концептуального та ескізного етапів проєктування. Поточний стан досліджень цих методів для ГТЕСУ з ПЕ все ще перебуває на початковій стадії.

Досліджуються гібридні топології – послідовна, паралельна та частково паралельна гібридна СУ [102]. Проєктні параметри для гібридно-електричної СУ встановлюються в процесі визначення розмірів підсистем. Параметричний опис двоенергетичної рухової системи вимагає встановлення двох фундаментальних алгебраїчних параметрів, а саме, ступеня гібридизації для потужності (H_p) і ступеня гібридизації для енергії (H_E). Автори надають зведений розрахунок енергетичних характеристик гібридно-електричної СУ, основні принципи визначення розмірів для гібридно-електричної СУ. Однак у дослідженнях не розкрита методика отримання результатів стосовно визначення рівня гібридизації на основних етапах польоту літака. Автори не описують методику розрахунку ЕнС для досягнення поставленої мети.

В матеріалах дослідження [103, 104] зроблено огляд характеристик пасажирського літака Evektor EV-55 Outback та визначено стратегію його розвитку. Однак автори не уточнюють шляхи отримання результатів стосовно визначення характеристик гібридної схеми СУ.

В роботі [105] представлено попередню методологію визначення розмірів для процесу проєктування архітектури гібридно-електричної СУ для надлегких літаків і літаків авіації загального призначення. Основною метою є розробка та реалізація прототипу гібридно-електричної СУ для літака Cessna 337 з максимальною злітною потужністю 134 кВт. Результати, які отримані у цій роботі також показали, що паралельна гібридна СУ демонструє кращий компроміс з точки зору економії енергії на 10 %, зменшення викидів CO_2 на 4 % і тривалості польоту. Проте автори не описують методику визначення рівня гібридизації на протязі всього профілю польоту. У роботі відсутній опис ЕнС, яка застосована для дослідження надлегкого літака.

В роботі [106] показано результат дослідження робочого пакету 2 (WP2) під назвою «Рівень інтегрованих систем і оптимізація архітектури трансмісії». У цьому документі оцінюється потенціал архітектур гібридно-електричної СУ, що

слугуватиме дорожньою картою для майбутньої кількісної оцінки найбільш перспективних архітектур. Як впливає зі звіту D1.1 [107], для живлення малих приміських літаків були обрані турбогвинтові або турбовальні конфігурації (залежно від принципу гібридизації). Проаналізовано звичайні архітектури з ТГвД, висвітлені ключові принципи методологій проєктування. Далі проводиться класифікація архітектур електричних СУ з ТГвД або ТВвД як основними в СУ. Проводиться аналіз на рівні польоту, обговорюються стратегії керування енергоспоживанням, прийняті поточними проєктами, які можуть слугувати орієнтиром для встановлення раціонального профілю польоту. Але в дослідженнях не показані показники і критерії, які мають однозначне визначення діапазону застосування архітектури СУ. Автори не визначили системний рівень інтеграції окремих підсистем на рівні літака, що не дозволило вибрати параметричний обрис нової ГСУ.

Для того, щоб технології були безпечними та економічними, необхідні програми розвитку, інвестиції та нові правила, які надані у роботі [108]. У цьому контексті розроблена методологія попереднього проєктування на основі моделі для гібридного регіонального літака з ГСУ на ПЕ (додаток В, рис. В.11). Основний внесок запропонованої методології полягає у наданні математичного інструменту, який враховує взаємодію між вибором компонентів з точки зору встановленої потужності та управління енергією. Запропонована комбінація передових стратегій визначення розміру та управління енергією дозволила дотримуватися обмежень щодо маси та об'єму з урахуванням найсучасніших специфікацій ПЕ РЕМ та літій-іонних АБ. Однак автори не враховують ризики щодо реалізації безпечних водневих технологій, не описують методику визначення основних характеристик ЕнС і не надають рівень гібридизації по етапам польоту літака.

У роботі [109] наводиться економічне обґрунтування створення регіонального ЛА з ГСУ. Автори не надають рекомендацій для раціонального створення літака з мінімальними затратами.

У статті [110] зазначено зниження викидів CO_2 , наведена розроблена авторами математична модель ЛА з ГСУ. Автори запропонували технічне рішення щодо створення оптимальної системи управління, заснованої на предиктивному управлінні з використанням математичної моделі, показали можливість зниження витрати палива. Проте методика дослідження не описує роботу ЕнС і застосування критеріїв гібридизації СУ.

У публікації [111] метою створення ГСУ зазначено зниження викидів CO_2 , наведено математичну модель ГСУ з використанням як джерела енергії ПЕ, встановленого в гарячій частині ГТД, алгоритм розрахунків та результати математичного моделювання польоту ЛА масою 14,5 т. Однак у дослідженні не показаний метод отримання енергії та втрати теплової і механічної потужності.

У роботі [112] виконано огляд методик проєктування, аналіз перешкод та обмежень, пов'язаних зі створенням ГСУ. Наведені математичні моделі ГСУ, результати математичного моделювання, розрахунок дальності польоту ЛА з ЕД залежно від питомої енергоємності АБ. Авторами зроблено висновок щодо необхідності досягнення енергоємності АБ на рівні 400 Втч/кг для практичного застосування ГСУ.

У статті [113] наведено математичну модель, результати розрахункового дослідження впливу ступеня гібридизації та швидкості польоту на дальність польоту ЛА з ГСУ. Показані результати чисельного дослідження аеродинамічних характеристик ЛА з використанням методу кінцевих елементів. Однак математична модель спрощена і не дозволяє зрозуміти, яким чином досягнута мета роботи.

В оглядовому дослідженні [114] розглянуто існуючі проєкти ЛА з ГСУ. Авторами виконано огляд методів проєктування ГСУ, виділено дві основні групи методів, засновані на оптимізації параметрів та інших підходах, зроблено висновок про переважання деяких методів оптимізації над іншими. Серед підходів до вирішення задач авторами виділяється предиктивне управління на основі математичного моделювання майбутніх станів у режимі реального часу, а також наголошується на крайній складності реалізації такого підходу за рахунок

потреби у великих обчислювальних потужностях. Проте автори дослідження не вказують єдиний підхід або метод щодо визначення раціонального діапазону застосування ГСУ.

У статтях [115, 116, 117, 118] наведено математичні моделі та результати розрахункового дослідження різних типів ЛА з розподіленою ГСУ, вказується на зниження викидів CO_2 , розглядається завдання управління енергією ГСУ з АБ та ПЕ. У роботі [119] розроблено концепцію ЛА з розподіленою ГСУ та ПЕ, наведено математичну модель, показано результати розрахунку викидів шкідливих речовин за польотний цикл. Розрахункова дальність польоту ЛА з ПЕ становила до 2000 км. Однак автори досліджень не надають методики розрахунку викидів шкідливих речовин та оцінку життєвого циклу, не представлені допущення при математичному моделюванні.

У роботі [120] представлені результати розробленої методології, яка стосується дослідження розмірів існуючого регіонального турбогвинтового літака ATR72-600 як еталона. Досліджені масові характеристики літака з двома варіантами СУ: з вуглецевим паливом та водневим паливом. Зазначається, що максимальна злітна маса літака з водневою СУ збільшується на 69 %, що в основному пов'язано зі збільшенням маси пустого літака на 132 %. Це, в основному, спричинено важкими двигунами з ПЕ, вага яких стала трохи більше 8 т. Це значно більше на 964 кг від оригінальних ТГвД. Крім того, фюзеляж подовжено на 4,3 м, щоб звільнити місце для паливного бака в воднем. Показано залежність маси палива від розміру ПЕ у складі СУ і зазначено, що оптимізація основних параметрів може відбуватися лише на рівні всього літака. Досліджена зміна дальності польоту літака, яка призвела до збільшення маси палива. Цей результат показує, що в деяких аспектах літак з оригінальною СУ менш чутливий до вимог щодо дальності польоту, ніж літак з повністю акумуляторним живленням. Проте в роботі не зазначені початкові дані щодо ЕнС і не розкривається математична модель розрахунку польотного циклу. Автори не надають в роботі детальні визначення рівня гібридизації на основних ділянках польоту ЛА, що заважає отримати загальну оцінку дослідження.

В роботі [121] розроблена конфігурація літака наступного покоління з гібридною СУ (NextGen Hybrid Electric або NG-HE) з використанням оптимізації розмірів та оптимального керування живленням. Методи дозволили проаналізувати управління живленням у польоті та швидко визначити приблизну оптимальну стратегію управління. Цей аналіз показав, що в регіональних польотах літаків існують чіткі цикли розряду та заряду. Конструкція турбогвинтового літака наступного покоління (NG-TP) змогла знайти найкращі показники ефективності діапазону корисного навантаження в проєктній місії для усіх проаналізованих літаків. Але автори у дослідженні не показують нові технологічні рішення щодо інтеграції ЕнС і планера літака, що не дозволяє оцінити масові характеристики ЛА в цілому.

В роботах [122, 123, 124, 125] проводяться моделювання енергоефективності літака з LH2 зі змішаним крилом і фюзеляжем (2030+) з використанням концептуального підходу до оптимізації конструкції літака. Застосовані методи визначення розмірів і ваги із врахуванням реальних значень гравіметричного та об'ємного впливу щільності енергії LH2 на характеристики конструкції літака (додаток В, рис. В.12). Однак у наведеній методиці дослідження не вказується визначення рівня гібридизації СУ з різними видами пального. Також виникає питання щодо доцільності застосування указаних критеріїв оптимізації експлуатаційних характеристик ЛА.

У дослідженні [126] показано, що на етапі проєктування футуристичний літак LH2BWB зменшує питому витрату енергії на 51,7–53,5 % та 7,3–10,8 % порівняно з Boeing 777-200LR (Jet-A) та Jet-ABWB відповідно. Шляхом збільшення коефіцієнта навантаження для заданого діапазону покращується енергетична ефективність цієї концепції LH2BWB. Результати цієї роботи будуть використані для майбутніх досліджень моделювання викидів та конденсаційних слідів на етапі експлуатації літаків з LH2, а також для оцінки експлуатаційних витрат та впливу характеристик гібридної СУ на клімат протягом життєвого циклу ЛА.

У статті [127] оцінюється потенціал гібридно-електричного літака на ПЕ (FCHEA), що працює на водні та гасі. Розроблено та представлено методологію концептуального дизайну однофюзеляжного 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 %. Автори дослідження не наводять математичних моделей ЕнС, що не дозволяє спрогнозувати розрахункові результати на літаки більшого розміру.

У роботі [128] надано описання шляхів щодо застосування водню на борту літака у поєднанні з технологією ПЕ як перетворювача енергії. Проте автори не розкривають методику використання технології, що не дозволяє зрозуміти процес отримання результатів та досягнутий рівень гібридизації літака.

Автори роботи [129] використовували різні методи визначення розмірів літака на 19 пасажирів і досліджували як паралельні, так і послідовні архітектури трансмісії. За базову модель прийнято гібридно-електричний літак на 19 пасажирів. Автори роботи [130] також надають аналіз можливостей діапазону корисного навантаження модернізованого літака RUAG Do 228NG (CS-23) на 19 пасажирів. Модернізований літак на основі серійно-гібридної електричної СУ зберігає ідентичну аеродинаміку. Одним із важливих коментарів тут є аналіз тривалого стану заряду батареї (SoC) і функції розрядження/зарядження батареї, коли значення загальної потужності нижче/вище, відповідно. Крім того, автори [131] пропонують комплексний підхід до оцінки гібридної електричної СУ для приміського літака. Порівнюються різні концепції гібридизації з метою вибору найбільш перспективної. Автори припускають, що корисне навантаження має бути зменшено, якщо використовуються гібридні силові агрегати, для постійної маси на злітному режимі.

У дослідженні [132] наведено розрахунок ефективності і потужності ГТД, що веде до оцінки доступної потужності на валу, що постачається для приводу гвинта та забезпечує систему електроенергії у випадку гібридного двигуна.

Однак автори робіт у своїх методиках не описують припущення при математичному моделюванні, не розкривають значення деяких коефіцієнтів гібридизації потужності. З результатів не зовсім чітко можливо визначити доцільність комбінацій схем гібридизації.

Класифікація типів архітектури електрорушійної установки на системному рівні, запропонована в роботі [133], розподіляє різні архітектури силових агрегатів у різні категорії. Сучасна тенденція досліджень в авіації спрямована на розробку більш радикальних архітектур СУ. Основна концепція архітектур рушійної установки з електроприводом полягає в тому, що необхідна рушійна сила для кожного сегмента польоту забезпечується за допомогою різних джерел живлення.

В роботах [134, 135, 136] 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 ТВвД, гібридну СУ паралельної схеми на основі гібридного ТГвД (з інтегрованим в редуктор ЕД), частково турбоелектричну СУ на основі двох таких двигунів з вимиканням газогенератора одного з них у польоті та повністю електричну СУ. Проте в роботах не розкривається методика розрахунку характеристик енергетичної системи та методи оцінювання витрат енергії на етапах польотного циклу.

В інших роботах [137, 138, 139, 140] аналізуються та чисельно обґрунтовуються різні архітектури гібридних СУ. Найбільш часто використовуються послідовна та паралельна гібридна архітектура. Аналізуються різні архітектури гібридної електричної СУ. Через відсутність довідкових даних для фактичних гібридно-електричних літаків, в більшості випадків інструменти та результати проектування важко підтвердити. Автори робіт не розкривають суті математичної моделі ЕнС, не завжди наводяться масові характеристики

підсистем. Не вказуються обмеження в характеристиках ТГвД при сумісному застосуванні різних гібридно-електричних схем.

У статті [141] описано методологію початкового алгоритму визначення розміру, який враховує літаки з гібридно-електричними СУ. Центральним елементом є модифікована діаграма обмежень, яка узгоджує співвідношення потужності до ваги, навантаження на крило та гібридизацію потужності H_p (додаток В, рис. В.13). Діаграма поєднується з аналізом продуктивності місії, яка здатна працювати з кількома джерелами енергії та визначає масу та розмір усіх відповідних компонентів літака. Модифікована діаграма обмежень також дозволяє візуально оцінити результати визначення розміру, краще зрозуміти простір проєктування.

Метою статті [142] є представлення загального методу визначення розмірів, придатного для перших етапів процесу проєктування гібридно-електричного літака, з урахуванням архітектури СУ та пов'язаних з нею ефектів інтеграції двигуна та планера (додаток В, рис. В.14). Отриманий метод застосовується до широкого діапазону електричних та гібридно-електричних конфігурацій літаків і може бути використаний для оцінки оптимальних методів керування потужністю. Результати застосування методу для дослідження характеристик регіонального транспортного літака [142] підтверджують, що для передбачуваних технологічних рівнів і вимог польотного завдання використання гібридно-електричної розподіленої тяги (HEDP) не дає жодних переваг на рівні ЛА у порівнянні зі звичайною СУ. Однак ці результати були отримані без будь-яких системних досліджень експлуатаційних характеристик літака і його енергетичної системи з оптимізацією характеристик підсистем.

У роботах [143, 144] проводяться дослідження чутливості для оцінки обґрунтованості основних припущень та підходів щодо проєктування гібридно-електричних літаків. Висвітлюються ключові відмінності між двома методами дослідження, які прогнозують максимальну злітну масу досліджуваного літака з помилкою менше 4 %.

В дослідженні [145] проведено концептуальне дослідження конструкції різних архітектур СУ для регіонального літака з максимальною місткістю до 50 пасажирів. Літак розрахований на максимальну дальність польоту 800 км із проєктним корисним навантаженням. Звертається увага на архітектури двигунів з LH_2 та надмірну масу резервуарів LH_2 .

В роботі [146] проводиться дослідження трьох основних технологій для зберігання енергії: акумулятори, паливні елементи та ГТД, генератори, а також можливі комбінації цих технологій (додаток В, рис. В.15). Виконання проєктів спрямовано на виявлення найбільш перспективних рішень щодо конфігурації літака з ГТД на 50 пасажирських місць для трьох різних часових горизонтів: короткострокового (2025–2035 pp.), середньострокового (2035–2045 pp.) і довгострокового (2045–2050+). Для кількісного визначення ступеня гібридизації гібридно-електричної рушійної схеми, використовуються параметри:

$$\Phi = \frac{P_{E-ST}}{P_{\text{fuel}} + P_{E-ST}}, \quad (1.1)$$

$$\Phi = \frac{P_{E-ST}}{P_{\text{H}_2} + P_{E-ST}}, \quad (1.2)$$

$$\varphi = \frac{P_{S_2}}{P_{S_1} + P_{S_2}}, \quad (1.3)$$

де Φ – коефіцієнт підвода потужності (енергії);

P_{E-ST} – потужність (енергія) отримана від АБ, Вт;

P_{fuel} – потужність (енергія) отримана від спалення палива (гас), Вт;

P_{H_2} – потужність (енергія) отримана від спалення водню, Вт;

φ – коефіцієнт потужності на валу;

P_{S_2} – потужність на валу, що надається вторинною силовою лінією, Вт;

P_{S_1} – загальна потужність на валу, Вт.

В іншому дослідженні для моделювання широкого діапазону рухових архітектур включено дуже гнучке математичне визначення трансмісії, що дозволяє аналізувати декілька варіантів логічних схем електричної СУ [147]. Програмне забезпечення для проєктування літаків під назвою HEAD (Hybrid-Electric Aircraft Designer) має здатність моделювати більше ніж одне джерело СУ та розподілену тягу із врахуванням аеронавігаційних правил. HEAD узагальнює класичні ланцюжки проєктування для звичайних літаків, що дозволяє моделювати гібридні електричні архітектури, вторинні джерела енергії, ПЕ на основі H_2 і розподілену електричну тягу (додаток В, рис. В.16).

Детальний аналіз проміжної концепції паралельного гібридного електричного літака був виконаний в роботі [148], який базувався на літаку ATR-42-500 на звичайному паливі з дальністю польоту 600 морських миль. Приведена концепція PEGASUS (Parallel Electric-Gas Architecture with Synergistic Utilization Scheme) представляє собою гібридний електричний літак на 48 пасажирів. Ця концепція описана в роботі [149].

Концептуальні проєкти літаків N3-X, STARC-ABL і PEGASUS використані в якості прикладів для аналізу безбитковості в дослідженні [150]. Визначені рівняння дальності польоту типової форми, які одночасно представляють звичайну конфігурацію літака та конфігурацію літака з електрифікованою СУ. Рівняння дальності для літаків на паливі та АБ виглядають відповідно:

$$R_{\text{пал}} = \frac{S_{e_{\text{пал}}}}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \eta_0 \cdot \ln \left(\frac{W_{\text{поч.}}}{W_{\text{кінц.}}} \right), \quad (1.4)$$

$$R_{\text{АБ}} = \frac{S_{e_{\text{АБ}}}}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \eta_0 \cdot \ln \left(\frac{W_{\text{АБ}}}{W_{\text{поч.}}} \right), \quad (1.5)$$

де $R_{\text{пал}}$, $R_{\text{АБ}}$ – дальність польоту ЛА на паливі і АБ, м;

$S_{E_{ПАЛ}}, S_{E_{АБ}}$ – питомі енергії палива і АБ, Дж/кг;

G – прискорення вільного падіння, $g = 9.81 \text{ м/с}^2$;

L – підйомна сила, кг;

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

η_0 – загальний відсоток ефективності рухової установки (ККД), %;

$W_{\text{поч.}}$ – вага ЛА в крейсерському польоті при початковому значенні, кг;

$W_{\text{кінц.}}$ – вага ЛА в крейсерському польоті при кінцевому значенні, кг;

$W_{АБ}$ – вага АБ, кг.

У якості тестового прикладу в роботі [151] було застосовано імітаційну модель до регіонального літака, який схожий на турбогвинтовий Dornier Do 328. Виконано кілька модифікацій для оптимізації літака з електричною СУ. Модифікації ЛА відрізняються аеродинамічними характеристиками профілю крила, фюзеляжу та енергоємністю акумуляторної батареї на борту літака. Зроблено висновок, що доцільно використовувати водневі технології на борту ЛА. Проте, автори не наводять методи моделювання характеристик ЕнС.

У статті [152] розглядається метод визначення характеристик польотних циклів регіональних літаків з гібридно-електричною тягою. Результати показують, що гібридно-електрична тяга, інтегрована в регіональні літаки, може призвести до переваг з точки зору екологічних показників через економію прямого споживання палива або, альтернативно, в термінах експлуатації через значне розширення робочого діапазону. Конструкція та аналіз характеристик гібридно-електричних ЛА типу ATR-42, проведені в роботі, були виконані за допомогою програмного забезпечення THEA-CODE, розробленого в [153]. У цій роботі була обрана паралельна гібридно-електрична архітектура трансмісії. З такою конфігурацією теплові та електричні джерела можуть подавати електроенергію на вал гвинта незалежно один від одного. Електродвигун і тепловий двигун з'єднані з гвинтом за допомогою коробки передач. Ключовим аспектом для оцінки характеристик літака є стратегія управління потужністю.

В роботі [154] розглядається тема мультидисциплінарного аналізу (MDA), застосованого до конструкції гібридних електричних літаків (HEA), зосереджуючись на аналізі моделей багатofункціональності для проектування гібридної електричної трансмісії (додаток В, рис. В.17). Як результат встановлено, що гібридна архітектура, стратегія гібридизації та припущення, що використовуються для визначення розмірів ЕНС та накопичувача водню, являють собою лише потенційний сценарій. Потрібно детальне дослідження невизначеності різних моделей ГТД з електричною системою. Автори роботи не вказують математичну модель гібридної архітектури та її особливості при інтеграції робочих процесів у польоті.

В роботі [155] досліджуються потенційні екологічні переваги гібридних електричних регіональних турбогвинтових літаків з точки зору споживання палива. Наведено модифіковане рівняння дальності польоту Бреге, що придатне для визначення характеристик для гібридних електричних літаків. Показано, що типова конструкція літака на 70 пасажирів із розрахунковим запасом ходу на 1528 км, заснована на АБ з питомою енергією 1000 Вт·год/кг, що забезпечує 34% потужності на валу протягом усього польоту, дає скорочення ЕІ на 28%.

В роботі [156] представлено внесок у розробку платформи моделювання та оптимізації на основі концептуального проекту гібридного електричного літака. Описано моделювання кожної підсистеми та конструкції літака, а також методи моделювання та інтеграції підсистем літака на низькому рівні TRL. Оцінка впливу гібридних СУ на загальну вагу літака типу A320 або ATR72-600 вимагає структурної моделі для попереднього та концептуального проекту літака. Підхід до моделювання базується на основі комплексу PADlab [157] та результатами досліджень ПЕ типу PNNL [158].

В роботі [159] представлено методологію моделювання та визначення розмірів універсальної гібридної електричної СУ на концептуальному рівні, що дозволяє швидко досліджувати великі розміри конструкції. Три дослідження для турбогвинтового регіонального літака у 2035 році показують, що на покращення витрат палива та енергії впливає морфологія системи, її стратегія керування та

рівень зрілості, який передбачається для її компонентів. Однак у роботі не описана методика визначення характеристик ЕнС та не вказано метод визначення рівня гібридизації ГСУ при інтеграції в планер ЛА.

Наводиться багато стратегій інтеграції СУ, які можуть принести користь від використання електродвигунів [160, 161, 162, 163, 164, 165]. Показано узагальнення СУ з основними параметрами керування, розглянуті моделі гібридних електричних рухових систем. Однак через негативний фактор із-за ваги батареї та електричного обладнання, більшість проєктних досліджень мають зменшені радіуси дії або вимагають впровадження різних технологій батарей, які є не реальними в найближчому майбутньому, щоб зробити ці концепції літаків життєздатними [155, 166, 167].

У дослідженні [168, 169, 170] порівнюється гібридний електричний літак із розподіленою СУ над крилом із ТГвД. Оцінюється вплив багатьох параметрів конструкції, вимог до польотного завдання та технологічних припущень на енергоефективність, на максимальну злітну масу та діапазон корисного навантаження. Для отримання швидких оцінок використовується попередній метод визначення розміру, який включає ефекти взаємодії планера та двигуна. Через мультидисциплінарний характер цієї задачі більшість досліджень проєктів припускають постійну аеродинамічну вигоду, але ігнорують іншими ключовими моментами, не визначають вплив експлуатаційних факторів на безпеку польоту.

В роботі [171] проведено дослідження стосовно визначення нової гібридно-електричної СУ. Продемонстрована нова, радикальна конфігурація літака з розподіленою тягою, яка отримала додаткові переваги від відповідної інтеграції технологій. Приведена область, де розподілена тяга демонструє певний потенціал. Показана оцінка концепцій регіональних ЛА, розглянуті конфігурації ЛА з ключовими технологіями, надано порівняння характеристик ЛА з гібридними системами.

У книзі [172] розглядаються три основні питання: переваги електрифікованих СУ для великих літаків, технологічні досягнення, які необхідні для реалізації цих переваг та як аерокосмічна промисловість може

перейти від сучасного стану до цих передових технологій. Надано аналіз беззбитковості для з'ясування вимог до продуктивності ЕнС, необхідних для досягнення електрифікованої СУ літака - зокрема, повністю турбоелектричної, частково турбоелектричної і паралельної гібридної електричної [173, 174, 175].

Концепція N3-X, описана в роботі [176], була задумана як літак майбутнього покоління для досягнення мети NASA щодо 70 % скорочення витрат палива, при цьому 18-20% скорочення витрат палива було віднесено до архітектури турбоелектричної СУ. Концепція літака STARC-ABL була розроблена для умовного введення в експлуатацію в 2035 році і порівнювалася зі звичайною конфігурацією з використанням аналогічної технології Велстеда і Фелдера [177]. СУ складається з двох підкрилових турбовентиляторів з генераторами, що відбирають потужність з валу вентилятора і передають її на задній фюзеляжний, вісесиметричний, вентилятор, який поглинає прикордонний шар. Потужність вентилятора хвостового оперення постійна і становить приблизно 20 % тяги на зльоті і близько 45 % тяги на крейсерському режимі.

В роботі [178] запропоновано метод проєктування ЛА, який включає оптимізоване керування електричним живленням для зменшення загальної витрати палива. Модель турбогвинтового літака було верифіковано шляхом зіставлення даних про експлуатаційні характеристики, діапазон корисного навантаження та маси трьох літаків - DHC-8 Q400, ATR 72-600 та SAAB 2000.

Автори посилання [179] пропонують використовувати формули визначення потужності і енергетичного ступеню гібридизації, щоб швидко зрозуміти експлуатаційне використання електричної сторони гібридної системи. Досліджуються зовнішня та внутрішня конфігурації паралельної гібридної електричної архітектури, паралельно-послідовна гібридна електрична архітектура зовнішньої та внутрішньої конфігурацій, зовнішня та внутрішня конфігурації гібридної електричної архітектури розподіленої енергії. Поєднання покращеної аеродинамічної та пропульсивної системи призводить до того, що паралельна/послідовна конфігурація є найкращою конфігурацією для зниження

споживання палива та енергії приблизно на 28 % і 14 % по відношенню до базової конструкції.

1.5 Аналіз основних показників та критеріїв при дослідженні характеристик гібридної турбоелектричної силової установки

Протягом багатьох років різними авторами було введено кілька параметрів гібридизації для кількісної оцінки теплової чи електричної компоненти у транспортних засобах [180]. Вони були першими, хто представив ступінь гібридизації для гібридного електричного транспортного засобу (DOH_{HEV}). Автори заявили, що $DOH_{HEV} = 0$ – це звичайний транспортний засіб із двигуном внутрішнього згоряння, а $DOH_{HEV} = 1$ – 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 [181] визначили коефіцієнт гібридизації H_F для проведення дослідження оптимального рівня гібридизації для паралельно-гібридних електромобілів. Величина H_F 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 [182] автори запропонували два фактори гібридизації H_{F1} і H_{F2} . 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 H_{F1} може приймати значення від 0 до нескінченності, тоді як значення H_{F2} є обмеженим між 0 та 1. Проте в роботі [183] автори стверджують, що параметри H_F не враховують техніко-економічні характеристики накопичувачів енергії. Залишилися невирішеними питання,

пов'язані із визначенням впливу застосування джерел енергії на загальну потужність ЕНС літака за профілем польоту.

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. Більше 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). Величина H_P представляє частку максимальної встановленої потужності в системі руху, а H_E - визначає співвідношення ступеня зберігання енергії в обох джерелах [184]. Далі показники описуються за допомогою двох безвимірних параметрів, як пояснено авторами в [185]. Проте в роботах не визначений діапазон та умови застосування показників гібридизації за різними етапами профіля польоту ЛА.

Як відомо, синергія між якостями звичайного і повністю електричного ЛА призводить до найкращої інтеграції СУ з накопиченим джерелом енергії (батарея) і джерелом палива (звичайним двигуном). Ступінь гібридизації (DoH) виражає відсоток загальної потужності, необхідної для ЛА, яка надходить від електричної системи [186]. Найчастіше в літературі використовується ступінь гібридизації для енергії (H_E) і потужності (H_P) [185], що визначається як:

$$H_P = \frac{P_{\text{electric}}}{P_{\text{total}}} = S, \quad (1.6)$$

де H_P – ступінь гібридизації для потужності;

P_{electric} – електрична потужність ГТЕСУ, Вт;

P_{total} – загальна потужність ГТЕСУ, Вт.

$$H_E = \frac{E_{\text{electric}}}{E_{\text{total}}} = \Psi, \quad (1.7)$$

де H_E – ступінь гібридизації для енергії;

E_{electric} – електрична енергія ГТЕСУ, Вт;

E_{total} – загальна енергія ГТЕСУ, Вт.

Також вводиться ще один параметр: коефіцієнт підведеної потужності Φ . Коефіцієнт визначається як загальна потужність електродвигуна за весь польотний цикл по відношенню до загальної потужності на валу за весь польотний цикл:

$$\Phi = \frac{E_{EM_{\text{total}}}}{E_{\text{shaft total}}}. \quad (1.8)$$

де Φ – коефіцієнт підведеної потужності;

$E_{EM_{\text{total}}}$ – загальна потужність ЕД за весь ПЦ, Вт;

$E_{\text{shaft total}}$ – загальна потужність на валу за весь ПЦ, Вт.

При створенні проєкту літака в роботі [187] використано кілька тенденцій для отримання деяких початкових оцінок з чотирма основними конфігураціями. Алгоритм, який використовується для оцінки конструкції вищезазначеного літака, враховує кілька коефіцієнтів і характерних значень звичайних літаків. Однак результати отримані для простої конфігурації ЕНС і не можуть бути розповсюджені на більш складні системи.

Автори робіт [188, 189] зауважують, що будь-яке подальше вдосконалення ЛА для відповідності суворій майбутній екологічній меті буде можливим лише завдяки впровадженню проривних концепцій. Представлені дослідження стосуються розробки інноваційного підходу до оцінки ваги комерційного літака з гібридно-електричним інтегральним фюзеляжем і крилом в концептуальному проєкті. Досліджена класична методологія оцінки ваги ЛА та рівень гібридизації СУ. Однак автори не враховують інтеграційних властивостей ЕНС у складі

літака, тому інноваційний підхід до оцінки ваги комерційного літака вимагає уточнення розміщення і компонування підсистем літака із врахуванням показників ефективності. Ключові показники ефективності являють собою вимірювані інженерні параметри, які в основному використовуються для оцінки систем та/або підсистем альтернативних архітектур СУ приміського літака на 19 пасажирів, одночасно забезпечуючи орієнтовний вибір для технологічних застосувань в електричних і гібридно-електричних системах літака [190, 191, 192]. Зазначається, що однією із технічних проблем, що виникає при розгляді теплової моделі при розробці гібридно-електричних СУ, є вибір, проектування, визначення розмірів та оптимізація системи теплового керування [193]. Визначені основні показники, щоб оцінити загальну продуктивність системи теплового управління.

В роботах [194, 195] для визначення ефективності системи застосовуються наступні показники:

$$H_{P,PH} = \frac{P_{EM}}{P_{EM} + P_{GT}}, \quad (1.9)$$

$$H_{P,SH} = \frac{P_{bat}}{P_{bat} + P_{GEN}}, \quad (1.10)$$

$$\Phi = \frac{P_{bat}}{P_{bat} + P_f}, \quad (1.11)$$

де $H_{P,PH}$ – ступінь гібридизації для паралельно-гібридних ЛА;

P_{EM} – потужність ЕД, Вт;

P_{GT} – потужність ТГвД, Вт;

$H_{P,SH}$ – ступінь гібридизації для послідовно-гібридних ЛА;

P_{bat} – потужність АБ, Вт;

P_{GEN} – потужність генератора, Вт;

Φ – коефіцієнт подачі потужності;

P_f – потужність АБ+палива, Вт.

$$\Phi = \begin{cases} \frac{1}{1 + \frac{\eta_{EM} \cdot (1 - H_{P,PH})}{\eta_{GT} H_{P,PH}}}, & \text{для паралельної архітектури} \\ \frac{1}{1 + \frac{1}{\eta_{GT} \eta_{GEN}} \cdot \frac{(1 - H_{P,SH})}{H_{P,SH}}}, & \text{для послідовної архітектури} \end{cases}, \quad (1.12)$$

де η_{EM} – коефіцієнт корисної дії ЕД, %;

η_{GT} – коефіцієнт корисної дії ТГВД, %;

η_{GEN} – коефіцієнт корисної дії генератора, %.

$$PREE = \frac{W_{PL} \cdot R}{E_{miss}}, \quad (1.13)$$

де $PREE$ – показник енергоефективності діапазону корисного навантаження,

$$\frac{\text{кг} \cdot \text{км}}{\text{Вт}};$$

W_{PL} – вага корисного навантаження, кг;

R – дальність польоту ЛА, км;

E_{miss} – сума енергії, яка витрачена ГТЕСУ за польотний цикл ЛА, Вт.

Енергоефективність максимальної злітної маси та корисного навантаження різних гібридних електричних конфігурацій прогнозується з максимальною різницею приблизно 2 % та 5 %, відповідно. Результати цього дослідження підтверджують правильне формулювання та реалізацію двох методів проектування.

Для справедливого порівняння різних конфігурацій необхідно використовувати спрощені методи дослідження масових характеристик ЛА [196] або визначення розмірів ЛА [197, 198], які спеціально розроблені для літаків з

ГСУ. Деякі з цих методів визначення розмірів є достатньо загальними для безпосереднього порівняння різних архітектур СУ, кількості енергії, необхідної для виконання заздалегідь визначеного профілю польоту. У більшості конструкторських досліджень використовується більш спрощений підхід [199].

У багатьох дослідженнях [185, 200] рівняння дальності польоту ЛА з електричною складовою СУ отримується за умови польоту літака на постійній висоті та постійній швидкості, які характерні для крейсерської ділянки польоту.

$$R_{\max} = \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{m_{\text{bat}}}{\text{MTOW}} \cdot E_{\text{bat}} \cdot \eta_{\text{total}}, \quad (1.14)$$

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

m_{bat} – маса АБ, кг;

MTOW – маса ЛА на злітному режимі, кг;

E_{bat} – питома енергія АБ, $\frac{\text{Вт} \cdot \text{год}}{\text{кг}}$;

η_{total} – загальна ефективність перетворення енергії.

На сьогодні визначення дальності польоту для літака на традиційному паливі та для повністю електричних літаків прийнято і обґрунтовано [200]. Однак рівняння дальності для гібридно-електричних літаків досі обговорюється. Показані складні рівняння (1.15 і 1.16) для визначення дальності польоту ЛА з різними схемами ГСУ:

– паралельна гібридно-електрична схема:

$$R_{\text{parallel}} = \eta_{\text{gt}} \cdot \eta_{\text{gb}} \cdot \eta_{\text{p}} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \left(1 + \frac{\varphi}{1 - \varphi}\right) \cdot \left(\frac{e_f}{g}\right) \times \\ \times \ln \left(\frac{W_{\text{OE}} + W_{\text{PL}} + \left(\frac{E_{\text{o,tot}} \cdot g}{e_{\text{bat}}}\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\eta_{\text{em}}} + \frac{e_{\text{bat}} \cdot (1 - \varphi)}{e_f \cdot \eta_{\text{gt}}}\right)}{W_{\text{OE}} + W_{\text{PL}} + \frac{g}{e_{\text{bat}}} \cdot \frac{\varphi E_{\text{o,tot}}}{\eta_{\text{em}}}} \right); \quad (1.15)$$

– послідовна гібридно-електрична схема:

$$R_{\text{series}} = \eta_{\text{gt}} \cdot \eta_{\text{eg}} \cdot \eta_{\text{em}} \cdot \eta_{\text{gb}} \cdot \eta_{\text{p}} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \left(1 + \frac{\varphi}{1 - \varphi}\right) \cdot \left(\frac{e_f}{g}\right) \times \\ \times \ln \left(\frac{W_{\text{OE}} + W_{\text{PL}} + \left(\frac{E_{\text{o,tot}} \cdot g}{e_{\text{bat}}}\right) \cdot \left(\varphi + \frac{e_{\text{bat}} \cdot (1 - \varphi)}{e_f \cdot \eta_{\text{gt}} \cdot \eta_{\text{eg}}}\right)}{W_{\text{OE}} + W_{\text{PL}} + \frac{\varphi E_{\text{o,tot}} \cdot}{e_{\text{bat}}}} \right), \quad (1.16)$$

де η_{gt} – ККД газової турбіни, %;

η_{gb} – ККД коробки передач, %;

η_{p} – ККД ПГ, %;

η_{eg} – ККД електричного генератора, %;

η_{em} – ККД ЕД, %;

W_{OE} – вага порожнього ЛА, Н;

W_{PL} – вага корисного навантаження, Н;

$E_{\text{o,tot}}$ – загальна вхідна енергія, ГДж;

L/D – відношення підйимальної сили до опору літака;

e_f – щільність енергії авіаційного палива, Вт·год/кг;

g – прискорення вільного падіння, м/с²;

e_{bat} – питома енергія батареї, Дж/кг;

φ – ступінь гібридизації.

Ці рівняння передбачають точний результат, але при неточних коефіцієнтах елементів системи можливо отримати похибку у десятки кілометрів польотної дальності літака. В роботі [201] поділяють рівняння дальності на різні режими на основі потужності, доступної для руху літака, та потужності, необхідної для руху літака. Однак їхній вираз для дальності не враховує логарифмічний член, який є результатом споживання палива протягом

усього польоту. Їхній висновок помилково враховує постійну масову витрату палива протягом усієї місії. У роботі [202] спочатку вичерпують одне джерело енергії (паливо), а потім перемикаються на інше джерело енергії (акумулятори) під час польоту. Це допомагає збільшити дальність польоту літака зі зменшенням ваги, але також призводить до значного збільшення розмірів компонентів двигуна для 100% функціонування.

У роботі [203] виводять власне рівняння дальності, а також вводять новий коефіцієнт продуктивності, а саме енергетичний коефіцієнт (тобто енергія, що використовується на одиницю роботи), який використовується для порівняння літаків з різними силовими установками. Деякі з отриманих виразів дальності мають окремі компоненти для різних джерел енергії, де вага одного компонента (палива) зменшується, а іншого (акумуляторів) залишається незмінною [204]. Однак, прямого додавання двох дальностей польоту (для повністю заправлених паливом та повністю електричних) буде недостатньо, оскільки умови в обох випадках різні.

У роботі [205] 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.

У статті [206] досліджується ЛА, оснащений гібридною системою твердооксидних ПЕ і газових турбін (SOFC-GT), що працює на водні, етанолі та алканах (n-декані, n-октані та рідкому метані). На основі розроблених термодинамічної і масової моделей послідовно досліджується вплив типів палива на характеристики автотермічного риформінгу, гібридної системи SOFC-GT і крейсерського польоту літака. Результати показують, що на продуктивність системи SOFC-GT впливає багато факторів. Рідкий водень може реалізовувати переваги своєї високої густини енергії лише при меншому корисному навантаженні із-за великої маси криогенних резервуарів.

Проводяться дослідження щодо поєднання SOFC з ГТД на основі високого співвідношення потужності до ваги, що може ефективно зменшити вагу ЛА [207, 208, 209, 210, 211]. Гібридна система SOFC-GT за своєю суттю схожа на двигун, тому вона не має функції накопичення енергії, як акумулятор. Енергоакумулююча здатність системи залежить від характеристик палива, що важливо для дальності польоту ЛА. SOFC має більш широке застосування для палива через його вищу температуру, тому система не обмежується використанням водню [212, 213], що розширює сферу застосування типів палива на гібридних системах SOFC-GT. У попередніх дослідженнях [214, 215, 216, 217] автори моделювали вплив типів палива на гібридну систему SOFC-GT для наземного стаціонарного виробництва електроенергії. Порівнювали характеристики метану і різновиди синтетичного газу як системне паливо. У висновках відмічається, що шкідливі викиди CO₂ можна значно скоротити, якщо поєднати n-декан з ефективною гібридною системою SOFC-GT. Однак у вищезазначених дослідженнях автори не показують методики визначення валових шкідливих викидів із врахуванням гібридних енергетичних систем, що не дозволяє визначити діапазон застосування типів палива в гібридних системах SOFC-GT. В роботах не приділена увага побічним продуктам, які виділяються в результаті реакцій перетворення енергії.

Таким чином, на основі огляду науково-технічної інформації щодо оптимізації ГТЕСУ з ЕД та ПЕ у складі ЛА різних розмірів, найбільше застосування мають показники та критерії:

1. Характеристика ГТЕСУ у складі регіонального ЛА:
 - Ступінь гібридизації енергії для ГТЕСУ:

$$DOH = \frac{E_{FC}}{E_{FC} + E_{jet\ fuel}}, \quad (1.17)$$

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

$E_{jet\ fuel}$ - енергія, що поставляється від згоряння пального в КЗ, Вт.

– Показник енергоефективності діапазону корисного навантаження (PREE):

$$PREE = \frac{W_{PL} \cdot R}{E_{flight}}, \quad (1.18)$$

де $E_{flight} = E_{taxi out} + E_{TO} + E_{climb} + E_{cruise} + E_{descent} + E_{landing} + E_{taxi in}$ – сума енергії, яка витрачена ГТЕСУ за польотний цикл ЛА, Вт.

– Рівень технологічної готовності (TRL).

2. Експлуатаційні характеристики регіонального ЛА:

– Відношення максимальної ваги корисного навантаження до максимальної злітної ваги.

3. Економічні характеристики регіонального ЛА:

– Витрати пального за польотний цикл;

– Вартість 1 години польоту.

4. Екологічні характеристики регіонального ЛА

– Індекс емісії (EI);

– Оцінний показник емісії CO₂, який буде адаптований для схем з використанням водню:

$$CO_2 = \frac{\left(\frac{1}{SAR}\right)_{AVG}}{(RGF)^{0,24}}, \text{ кг/км}, \quad (1.19)$$

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

$(RGH)^{0,24}$ – безрозмірний геометричний коефіцієнт, який заснований на визначенні розміру фюзеляжа, приведенного до 1 м².

Таким чином, існуючі показники і критерії гібридизації ГТЕСУ без введення додаткових умов та обмежень не дозволяють визначити оптимальне співвідношення між електричною та тепловою енергіями. Аналіз

параметричного обрису перспективного пасажирського ЛА показує необхідність оцінювання двох енергетичних систем, які вимагають раціонального поєднання в одній складній технічній системі – ЛА з ГТЕСУ. Успішне визначення рівня гібридизації ГТЕСУ дозволяє ефективно інтегрувати елементи планера літака і СУ і забезпечити зниження рівня шуму, шкідливих викидів та зниження витрати палива.

1.6 Висновки за першим розділом та постановка завдання на дисертаційну роботу

В результаті огляду та аналізу предметної галузі, проблемних питань та існуючого науково-методичного апарату, зроблені наступні висновки:

1. Аналіз концепцій створення пасажирських літаків з ГСУ показав надзвичайну актуальність розробки ГТЕСУ для сучасних та перспективних літаків. Це зумовлено необхідністю покращення екологічних показників, підвищення економічної ефективності перевезень та покращення експлуатаційних характеристик ЛА.

2. Аналіз гібридно-електричних конфігурацій сучасних і перспективних проєктів ГТЕСУ у складі пасажирських ЛА дозволяє стверджувати, що застосування ЕД у поєднанні з ГТД дозволяє оптимізувати роботу ГТЕСУ на різних режимах польоту (зліт, набір висоти ешелону, крейсерський політ), що знизить витрату палива регіональними літаками до 30%. Однак оцінити реальні характеристики ЕнС ГСУ можливо тільки після польоту ЛА, оскільки існуючі способи і методи дослідження характеристик мають різні шляхи визначення енергетичної ефективності та показника гібридизації.

3. Проведено аналіз покращення характеристик ГТЕСУ з ТГвД у складі пасажирського літака на основі застосування різного ступеня гібридизації СУ. Огляд та аналіз архітектури ЕнС ГТЕСУ у складі пасажирського ЛА показав, що з метою забезпечення раціональної економічності та екологічності на

регіональних перевезеннях, застосовується конфігурація з використанням ТГвД, ЕД та ПЕ різного ступеня гібридизації.

4. Для ГТЕСУ, які працюють на авіаційному паливі (гасі), рекомендується застосовувати твердо-оксидні ПЕ (SOFC), що забезпечують можливість часткового риформування вуглеводневого палива безпосередньо в ПЕ, найбільший ККД і стійкість до шкідливих викидів. У якості основного типу реакції в крекінг-реакторі (риформері) рекомендується використовувати окислювальний паровий риформінг / автотермічний риформінг, як найефективніший метод риформування складного вуглеводневого палива - авіаційного гасу.

5. Аналіз концепцій застосування гібридно-електричних конфігурацій сучасних ГСУ показали, що для ЛА з дальністю польоту до 200 км достатньо застосування ЕД з АБ. Для ЛА з дальністю польоту до 600 км потрібно застосування ЕД з набагато більшими енергоємними АБ, які будуть мати велику вагу. Тому переваги від такого рішення не буде, оскільки значно зростає питома витрата палива за весь польотний цикл. Для ЛА з дальністю польоту до 2000 км раціонально застосовувати СУ з частково турбоелектричною або гібридно-електричною схемою. Тому конфігурація ГТЕСУ з використанням ТГвД з ЕД та ПЕ залишається найбільш актуальною до 2040 року. Інші ЛА з дальністю польоту більше 2000 км потребують детального вивчення схем ГТЕСУ на водневому паливі та SAF.

6. Аналіз наукових способів, моделей і методів проектування ГТЕСУ у складі пасажирського літака показав відсутність єдиного методу обґрунтування характеристик ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ.

7. Аналіз науково-технічної інформації щодо визначення та застосування основних показників та критеріїв для оцінювання ефективності ГТЕСУ у складі пасажирського літака показав відсутність єдиного наукового підходу. Формування показників та критеріїв повинно ґрунтуватись на рекомендаціях:

- 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;
- показники ефективності ГТЕСУ у складі ЛА повинні враховувати кількісний розподіл електричної енергії від джерел енергії до споживачів;
- застосування критеріїв та показників ефективності ГТЕСУ у складі ЛА (паливна та екологічна ефективність, маса, вартість) залежить від вибору концепції ЛА, параметрів польоту, конфігурації ГТЕСУ, архітектури ЕнС.

8. У наукових дослідженнях не чітко визначений вплив гібридизації ЕнС ГТЕСУ з ТГвД на експлуатаційні характеристики та діапазон застосування пасажирських літаків. Виявлено, що показник гібридизації ГТЕСУ без введення додаткових умов та обмежень не дозволяє визначити оптимальне співвідношення між електричною та тепловою енергіями.

Таким чином, для досягнення мети дослідження в дисертаційній роботі необхідно вирішити наступні завдання:

- обґрунтувати напрямок покращення характеристик ГТЕСУ з ТГвД у складі пасажирського літака на основі застосування різного ступеня гібридизації СУ;
- удосконалити структуру методу обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака;
- удосконалити методику розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака;
- удосконалити показник гібридизації для оцінювання ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака;
- визначити вплив ступеня гібридизації ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ на експлуатаційні характеристики та діапазон застосування пасажирських літаків.

Список використаних джерел у першому розділі

1. 22 Leading Aircraft Engines Companies Shaping Global Propulsion Trends in 2025–2030. – URL: https://www.researchandmarkets.com/articles/key-companies-in-aircraftengines?srsId=AfmBOoq7ENOTfsrTqFfFyuAMnVV7oNyQ_EsInnAqLhCQeTLnJnnpbv0. – Accessed: 01.03.2026.
2. IATA. Aircraft Technology Roadmap to 2050. – URL: <https://www.sipotra.it/wp-content/uploads/2020/03/Aircraft-Technology-Roadmap-to-2050.pdf>. – 51 p.
3. J. Benzaquen, J.B. He, B. Mirafzal. (2021). Toward More Electric Powertrains in Aircraft: Technical Challenges and Advancements. - CES Transactions on Electrical Machines and Systems, Vol. 5, No. 3. – p.177-193.
4. Boeing-backed EVIO launches hybrid-electric regional airliner with 45 orders. – URL: <https://www.aerotime.aero/articles/boeing-backed-evio-hybrid-electric-810-regional-airliner>. – Accessed 02.03.2026.
5. Hybrid and electric flight. – URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/energy-transition/hybrid-and-electric-flight>. – Accessed 02.03.2026.
6. Energia Hybrid-Electric. – URL: <https://www.embraer.com/eca/sustainability/en/#products/>. – Accessed 02.03.2026.
7. De Havilland Canada Working with Pratt & Whitney Canada to Support the Development of Sustainable Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Technology. – URL: <https://dehavilland.com/corporate-initiatives/de-havilland-canada-working-with-pratt-whitney-canada-to-support-the-development-of-sustainable-hybrid-electric-aircraft-propulsion-technology/>. – Accessed on 15.07.2021.
8. Electrical power. - <https://www.geaerospace.com/systems/electrical-power#power-integration>. – Accessed on 02.2023.
9. GE First in World to Test High Power, High Voltage Hybrid Electric Components in Altitude Conditions. - URL: <https://www.geaerospace.com/press-release/other-news-information/ge-first-world-test-high-power-high-voltage-hybrid-electric>. – Accessed: July 19, 2022.

10. RISE program : Revolutionary Innovation for Sustainable Engines. - URL: <https://www.cfmaeroengines.com/rise/advanced-technologies-and-materials>. – Accessed 01.03.2026.
11. The 19-seat hybrid-electric regional aircraft serving all communities. – URL: <https://www.aura-aero.com/en/era>. – Accessed 02.03.2026.
12. New Rolls-Royce engine for hybrid-electric flight completes successful first fuel burn. - URL: <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2023/27-09-2023-new-rr-engine-for-hybrid-electric-flight-completes-successful-first-fuel-burn.aspx>. – Accessed 01.03.2026.
13. Heart Aerospace presents hybrid regional aircraft. – URL: <https://www.electrive.com/2022/09/19/heart-aerospace-presents-hybrid-regional-aircraft/>. – Accessed 19.09.2022.
14. Collins and P&W Unveil Hybrid-Electric Propulsion Systems. – URL: <https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2022-07-18/collins-and-pw-unveil-hybrid-electric-propulsion-systems>. – Accessed 18.07.2022.
15. Electric & Hybrid-Electric Propulsion. - <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/electric-power/hybrid-electric-electric-propulsion>. – Accessed 02.2023.
16. ATR72 and the De Havilland Canada Dash-8 Product. Regional Aircraft. – URL: <https://hydrogen.aero/product/>. - Accessed 03.2023.
17. Universal Hydrogen Successfully Completes First Flight of Hydrogen Regional Airliner. – URL: <https://hydrogen.aero/press-releases/universal-hydrogen-successfully-completes-first-flight-of-hydrogen-regional-airliner/>. - Accessed 02.03.2023.
18. German Researchers Study Hybrid-Electric 100-Seater. – URL: <https://aviationweek.com/air-transport/aircraft-propulsion/german-researchers-study-hybrid-electric-100-seater>. – Accessed 03.2023.
19. Flying more climate-friendly with hybrid-electric drives. – URL: <https://www.eenewseurope.com/en/flying-more-climate-friendly-with-hybrid-electric-drives/>. - Accessed 03.2023.

20. Hybrid Electric Regional Thrust in Clean-Aviation: Enhancing Cooperation. – URL: <https://clean-aviation.eu/news-events/hybrid-electric-regional-thrust-in-clean-aviation-enhancing-cooperation>. - Accessed 03.2026.
21. Synergies of Highly Integrated Transport Aircraft. – URL: <https://www.dlr.de/en/as/research-and-transfer/projects/syntrac>. - Accessed 03.2026.
22. Bonnin, Vincent & Hoogreef, Maurice & de Vries, Reynard. (2023). Distributed Hybrid-Electric Propulsion Benefits for Span-Limited Aircraft. 10.2514/6.2023-2098.
23. Leonardo: il programma di ricerca della Commissione Europea Clean Sky diventa Clean Aviation. – URL: <https://www.aviation-report.com/leonardo-programma-di-ricerca-commissione-europea-clean-sky-diventa-clean-aviation/>. – Accessed 03.2023.
24. R&D more electric and hydrogen powered aerospace. – URL: https://www.nlr.org/wp-content/uploads/2025/06/E1841_v12_Research-and-development-more-electric-and-hydrogen-powered-aerospace.pdf. – Accessed 03.2023.].
25. Future Aircraft Concepts. – URL: <https://embraercommercialaviationsustainability.com/concepts/#thefuture>. – Accessed 03.2026.
26. Woodham, K. P., Graydon, P. J., Borer, N. K., Papathakis, K. P., Stoia, T., Balan, C., “FUELEAP Model-Based System Safety Analysis,” AIAA 2018-3362. - Session: NASA's Fostering Ultra-Efficient, Low-Emitting Aviation Power (FUELEAP) Project. AIAA AVIATION Forum, Atlanta, GA, June 2018.
27. MTU Aero Engines: hydrogen puts the future at our fingertips. – URL: <https://www.mtu.de/newsroom/press/press-archive/press-archive-detail/mtu-aero-engines-hydrogen-puts-the-future-at-our-fingertips/>. – Accessed 03.2026.
28. Eissele, J.; Lafer, S.; Mejía Burbano, C.; Schließus, J.; Wiedmann, T.; Mangold, J.; Strohmayr, A. Hydrogen-Powered Aviation - Design of a Hybrid-Electric Regional Aircraft for Entry into Service in 2040. *Aerospace* 2023, 10, 277. - <https://doi.org/10.3390/aerospace10030277>.

29. European Commission. Flightpath 2050 CARE2050. Flightpath 2050, Europe's Vision for Aviation. Available online: <https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf> (accessed on 2 December 2022).
30. Horizon Europe work programmes (2023). – 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.
31. Hoelzen, J.; Silberhorn, D.; Zill, T.; Bensmann, B.; Rauschenbach, R.H. Hydrogen-Powered Aviation and Its Reliance on Green Hydrogen Infrastructure—Review and Research Gaps; Elsevier: Amsterdam, The Netherlands, 2022; Volume 47, No. 5, pp. 3108–3130. [CrossRef].
32. 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.
33. 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.
34. S. Chowdhury and M. Ghassemi, “Next-gen aviation: Who will rule the skies - Hydrogen or electric? - A review,” *IEEE Access*, vol. 13, pp. 155141-155154, 2025.
35. Adu-Gyamfi, Bright & Good, Clara. (2022). Electric Aviation: A review of concepts and enabling technologies. *Transportation Engineering*. 9. 100134. 10.1016/j.treng.2022.100134.
36. A Guide to Understanding Battery Specifications; MIT Electric Vehicle Team: December 2008. Available online: https://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf (accessed on 15 January 2020).
37. M. Schmuck, J. Garche, St. Koller. (2019) Emerging Aviation Technologies – Progress in the Electrification of Aircraft // 8th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). - DOI: 10.13009/EUCASS2019-851.

38. Cardone, Luigi & Petrone, Giuseppe & De Rosa, Sergio & Franco, Francesco & Greco, Carlo. (2023). Review of the Recent Developments About the Hybrid Propelled Aircraft. *Aerotecnica Missili & Spazio*. 103. 10.1007/s42496-023-00173-6.
39. Hepperle, M. Electric Flight – Potential and Limitations [Text] / M. Hepperle. – STO-MP-AVT-209, 2012. – 30 p. – Available at: <http://elib.dlr.de/787261/1/MP-AVT-209-9.pdf>. (accessed on 15 January 2025).
40. Benjamin J. Brelje, Joaquim R.R.A. Martins (2019) Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. - *Progress in Aerospace Sciences*, Volume 104, Pages 1-19. - <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.
41. Chrysoula L. Pastra, Gokcin Cinar and Dimitri N. Mavris (2022). Feasibility and benefit assessments of hybrid hydrogen fuel cell and battery configurations on a regional turboprop aircraft. - AIAA 2022-3290. Session: Advanced Propulsion Technology I, <https://doi.org/10.2514/6.2022-3290>.
42. Gokcin Cinar, Alexander A. Markov, Jonathan C. Gladin, Elena Garcia, Dimitri N. Mavris and Soumya S. Patnaik (2020). Feasibility Assessments of a Hybrid Turboelectric Medium Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle. AIAA 2020-3577. Session: Electrified Aircraft Power System Sizing and Design Methods. - <https://doi.org/10.2514/6.2020-3577>.
43. Barzkar, Ashkan & Ghassemi, Mona. (2022). Components of Electrical Power Systems in More and All-Electric Aircraft: A Review. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. 1-1. 10.1109/TTE.2022.3174362.
44. Holger Kuhn, Christoph Falter, and Andreas Sizmann. Renewable Energy Perspectives for Aviation. In *Proceedings of the 3rd CEAS Air&Space Conference and 21st AIDAA Congress*, volume 1259, pages 1249–1259, Venice, Italy, 2011.
45. Di Mauro, G.; Corcione, S.; Cusati, V.; Marciello, V.; Guida, M.; Nicolosi, F. The Potential of Structural Batteries for Commuter Aircraft Hybridization. *J. Mater. Eng. Perform.* 2023, 32, 3871–3880. [Google Scholar] [CrossRef].

46. Gao, Y.; Pan, Z.; Sun, J.; Liu, Z.; Wang, J. High-Energy Batteries: Beyond Lithium-Ion and Their Long Road to Commercialisation. *Nano-Micro Lett.* 2022, 14, 94. [Google Scholar] [CrossRef].
47. Pattanayak, Tavish & Mavris, Dimitri. (2024). Battery Technology in Aviation: Current State and Future Prospects. 10.31224/4220.].
48. Jake Christensen, Paul Albertus, Roel S. Sanchez-Carrera, Timm Lohmann, Boris Kozinsky, Ralf Liedtke, Jasim Ahmed, and Aleksandar Kojic. A Critical Review of Li-Air Batteries. *Journal of The Electrochemical Society*, 159, 2012. ISSN 00134651. doi:10.1149/2.086202jes.
49. Li, Jingjing & Cheng, Junhan & Zhang, Yubing & Chen, Zhonghao & Nasr, Mahmoud & Farghali, Mohamed & Rooney, David & Yap, Pow Seng & Osman, Ahmed. (2024). Advancements in Solid Oxide Fuel Cell Technology: Bridging Performance Gaps for Enhanced Environmental Sustainability. *Advanced Energy and Sustainability Research*. 5. 10.1002/aesr.202400132.
50. Muneeb Irshad. A Brief Description of High Temperature Solid Oxide Fuel Cell's Operation, Materials, Design, Fabrication Technologies and Performance. *Appl. Sci.* 2016, 6, 75; doi:10.3390/app6030075.
51. Karpuk, S., Freund, Y., & Hanke-Rauschenbach, R. (2025). Potential of Hydrogen Fuel Cell Aircraft for Commercial Applications with Advanced Airframe and Propulsion Technologies. *Aerospace*, 12(1), 35. <https://doi.org/10.3390/Aerospace12010035>.
52. Standart ISO/AWI 19888-1 Hydrogen Technologies – Aerial Vehicles – Part 1: Liquid Hydrogen Fuel Storage System. – URL: <https://www.iso.org/standard/65491.html>.
53. Standardization Roadmap for Hydrogen Technologies 2025. – URL: <https://www.dke.de/resource/blob/2439382/8a88657976af6da022396094319ec00b/standardization-roadmap-for-hydrogen-technologies-data.pdf>. – 224 p.
54. ГОСТ Р 56188.1. Технологии топливных элементов. Ч. 1. Терминология. М.: Стандартинформ, 2015. - 26 с.

55. Review of existing proposals in the field of creating hybrid turbo-electric propulsions for regional aircraft using fuel cells. Deliverable 7.1. (2023) – URL: <https://ru.scribd.com/document/715286085/EFACA-D7-1-v1-0-002>. – 179 p.
56. Shan, Wenjuan & Bao, Shengze & Lin, Shixuan & Kang, Le. (2025). Hybrid Electric Propulsion Design and Analysis Based on Regional Aircraft Mission. *World Electric Vehicle Journal*. 16. 212. 10.3390/wevj16040212.
57. Mangold, J.; Strohmayer, A. Preliminary Aircraft Design for Hybrid Electric Propulsion Architectures: A Focus on Critical Loss of Thrust. *Aerospace* 2025, 12, 275. <https://doi.org/10.3390/aerospace12040275>.
58. Geuther, Steven & Capristan, Francisco. (2020). Feasibility of a Solid Oxide Fuel Cell System Applied to Hybrid-Electric Regional Aircraft. 10.2514/6.2020-1500.
59. Sandrine Carlier, Ayce Celikel, Nicolas Duchene. GAES project: Potential Benefits of Fuel Cell Usage in the Aviation Context. EEC/SEE/2006/004. – 48 p.
60. Li, C., Wang, Z., Liu, H., Qin, J., & Wei, L. (2023). Comparative study on the performance of the application of clean alternative fuels in SOFC/ICE hybrid power systems on electric aircraft. *Frontiers in Energy Research*, 11. <https://doi.org/10.3389/fenrg.2023.1146587>.
61. Shaimaa Seyam, Ibrahim Dincer, Martin Agelin-Chaab (2021). Investigation of two hybrid aircraft propulsion and powering systems using alternative fuels. *Energy*, Volume 232, 121037. - ISSN 0360-5442. - <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121037>.
62. GA Whyatt, LA Chick. Electrical Generation for More-Electric Aircraft using Solid Oxide Fuel Cells. // Prepared for the U.S. Department of Energy under Contract DE-AC05-76RL01830, 2012. – 110 p.
63. Elkafas, A. G., Rivarolo, M., Gadducci, E., Magistri, L., & Massardo, A. F. (2023). Fuel Cell Systems for Maritime: A Review of Research Development, Commercial Products, Applications, and Perspectives. *Processes*, 11(1), 97. <https://doi.org/10.3390/pr11010097>.

64. Hashimoto, Shin-ichi & Miyata, Ryuichi & Kobayashi, Keiko & Yashiro, e.t.c. (2019). A New Development Strategy of Light Wight Solid Oxide Fuel Cells for Electrified Airplane System. 10.2514/6.2019-4470.
65. Sinsay, Jeff & Alonso, Juan & Kontinos, Dean & Melton, John & Grabbe, Shon. (2012). Air Vehicle Design and Technology Considerations for an Electric VTOL Metro-Regional Public Transportation System. 10.2514/6.2012-5404.
66. Onorato, G. & Proesmans, Pieter-Jan & Hoogreef, Maurice. (2022). Assessment of hydrogen transport aircraft: Effects of fuel tank integration. CEAS Aeronautical Journal. 13. 10.1007/s13272-022-00601-6.].
67. Mingliang Bai, Wenjiang Yang, Ruopu Zhang, Zibing Qu, Juzhuang Yan (2025). Hydrogen–electric–thermal coupling analysis and validation of superconducting turbo-electric hybrid propulsion system. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, Volume 167, 110551, ISSN 0142-0615, <https://doi.org/10.1016/j.ijepes.2025.110551>.
68. Waddington, Elias & Merret, Jason & Ansell, Phillip. (2023). Impact of Liquid-Hydrogen Fuel-Cell Electric Propulsion on Aircraft Configuration and Integration. Journal of Aircraft. 1-13. 10.2514/1.C037237.
69. Tim Hoff. Implementation of Fuel Cells in Aviation from a Maintenance, Repair and Overhaul Perspective. Aerospace, 2023, 10, 23. <https://doi.org/0.3390/aerospace10010023>.
70. G.A. Whyatt, L.A. Chick, (2012) Electrical Generation for More Electric Aircraft using Solid Oxide Fuel Cells. - Pacific Northwest National Laboratory, PNNL-21382. – 110 p.
71. Hayashi, Katsuya & Yokoo, Masayuki & Yoshida, Yoshiteru & Arai, Hajime. (2009). Solid Oxide Fuel Cell Stack with High Electrical Efficiency. NTT Technical Review. 7. DOI:10.53829/ntr200910sf3.
72. Kovalevsky, Valery. (2020). Conceptual development of SOFC-based power plant with up to 5000W capacity. Transactions of the Krylov State Research Centre. 3. 79-90. 10.24937/2542-2324-2020-3-393-79-90.

73. Mahdi Sharifzadeh. Design and Operation of Solid Oxide Fuel Cells. - ISBN: 978-0-12-815253-9. – 2019. – 634 p. - DOI: 10.1016/C2017-0-02895-1.
74. Sun, Chunhua & Wang, Xiangxi & Wang, Shuheng & Shi, Wangquan & Zhou, Yaodong & Song, Zhongshang & Li, Hailiang & Lintao, Wang. (2025). Experimental study on full operational characteristics of a kerosene-fueled solid oxide fuel cell system. *Journal of Power Sources*. 652. 237669. 10.1016/j.jpowsour.2025.237669.
75. Lyu, Yiming & Xie, Jintao & Dingbiao, Wang & Wang, Jiarao. (2020). Review of cell performance in solid oxide fuel cells. *Journal of Materials Science*. 55. 10.1007/s10853-020-04497-7.
76. He Liu, Jiang Qin, Zhixing Ji, Fafu Guo, Peng Dong (2021). Study on the performance comparison of three configurations of aviation fuel cell gas turbine hybrid power generation system. *Journal of Power Sources*, Volume 501, 230007, ISSN 0378-7753. - <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2021.230007>.
77. Freeh, Joshua & Pratt, Joseph & Brouwer, Jacob. (2004). Development of a Solid-Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid System Model for Aerospace Applications. *Turbo Expo Vienna, Austria*. 10.1115/GT2004-53616.
78. Stephan Eelman. Fuel cell APU's in commercial aircraft – an assessment of SOFC and PEMFC concepts. - 24th international congress of the aeronautical sciences. – URL: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2004/PAPERS/271.PDF.
79. U.M. Damo, M.L. Ferrari, A. Turan, A.F. Massardo (2019). Solid oxide fuel cell hybrid system: A detailed review of an environmentally clean and efficient source of energy. *Energy*, Volume 168, Pages 235-246, ISSN 0360-5442. - <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.11.091>.
80. Joshua A. Wilson. (2022) Hybrid Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Model Development for Electric Aviation. *Energies*, 15, 2885. - <https://doi.org/10.3390/en15082885>.
81. Shaimaa Seyam, Ibrahim Dincer, Martin Agelin-Chaab, (2021) Investigation of two hybrid aircraft propulsion and powering systems using alternative

fuels. Energy, Volume 232, 121037, ISSN 0360-5442. - <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121037>.

82. Palladino V., Jordan A., Bartoli N., Schmollgruber P., Pommier Budinger V., et al.. Preliminary studies of a regional aircraft with hydrogen-based hybrid propulsion. AIAA Aviation 2021 FORUM, Aug 2021, Virtual event, United States. - pp. AIAA 2021-2411, - DOI:10.2514/6.2021-2411. hal-03690045.

83. Баранов И. Е., Фатеев В. Н., Порембский В. И., Калинин А. А. Авиационная силовая установка на водородовоздушных твердополимерных топливных элементах. // Транспорт на альтернативном топливе. - № 3(45). – 2015. – С. 36-44.

84. Eissele, J.; Lafer, S.; Mejía Burbano, C.; Schließus, J.; Wiedmann, T.; Mangold, J.; Strohmayer, A. Hydrogen-Powered Aviation - Design of a Hybrid-Electric Regional Aircraft for Entry into Service in 2040. Aerospace 2023, 10, 277. - <https://doi.org/10.3390/aerospace10030277>.

85. Goldsby, Jon & Jakupca, Ian & Farmer, Serene & Green, Robert & Demattia, Brianne & Loyselle, Patricia. (2018). Evaluation Studies of an 800 W Solid Oxide-Based Fuel Cell Stack for Electrical Power in Aviation. 10.2514/6.2018-3360.

86. Yu, F., Chen, J., Gao, P., Kong, Y., Sun, X., Wang, J., & Chen, X. (2025). A Review of Hybrid-Electric Propulsion in Aviation: Modeling Methods, Energy Management Strategies, and Future Prospects. Aerospace, 12(10), 895. <https://doi.org/10.3390/aerospace12100895>.

87. Juvé, Laurent & Fosse, Julie & Joubert, Emmanuel & Fouquet, Nicolas. (2016). Airbus Group Electrical Aircraft Program, The E-Fan Project. 10.2514/6.2016-4613.

88. Rolls-Royce and SINTEF Develop a Hybrid Aircraft Engine. – Available online: URL: <https://www.aerospace-and-defence.com/rollsroyce-sintef-hybrid-aircraft-engine-a-9e8f8509966cee5581a1b25168292d60/>. – Accessed 20.02.2026.

89. Honeywell's 1-Megawatt Generator Achieves New Milestone. Available online: URL: <https://aerospace.honeywell.com/us/en/about-us/press-release/2022/05/honeywell-megawatt-generator-achieves-milestone>. - Accessed 27.08.2025.

90. NASA, GE Test Hybrid Engine for Next Decade of Flight (2026). – Available online: URL: <https://www.flyingmag.com/nasa-ge-test-hybrid-electric-engine/>. – Accepted 01.03.2026.
91. Rendón, M.A.; Sánchez, R.C.D.; Gallo, M.J.; Anzai, A.H. Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities. *J. Control Autom. Electr. Syst.* 2021, 32, 1244–1268.
92. Stückl, S. & Toor, J. & Lobentanzer, H. (2012). Voltair - the all electric propulsion concept platform - a vision for atmospheric friendly flight. 4. 2737-2747.
93. T. C. Cano et al., "Future of Electrical Aircraft Energy Power Systems: An Architecture Review," in *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, vol. 7, no. 3, pp. 1915-1929, Sept. 2021, doi: 10.1109/TTE.2021.3052106.
94. C.E. Lents, L.W. Hardin, J. Rheume and L. Kohlman (2016). Parallel Hybrid Gas-Electric Geared Turbofan Engine Conceptual Design and Benefits Analysis. - AIAA 2016-4610, Session: Aircraft Electric Propulsion I. - doi.org/10.2514/6.2016-4610.
95. Antcliff, Kevin & Capristan, Francisco. (2017). Conceptual Design of the Parallel Electric-Gas Architecture with Synergistic Utilization Scheme (PEGASUS) Concept. 10.2514/6.2017-4001.
96. Bhangu, Bikramjit & Rajashekara, Kaushik. (2014). Electric Starter Generators: Their Integration into Gas Turbine Engines. *Industry Applications Magazine, IEEE*. 20. 14-22. 10.1109/MIAS.2013.2288398.
97. Fang, J., Zhang, T., Cen, Z., & Tsoutsanis, E. (2024). Multi-Electric Aero Engine Control and Hardware-in-the-Loop Verification with Starter Generator Coordination. *Aerospace*, 11(4), 271. <https://doi.org/10.3390/aerospace11040271>.
98. A. Barzkar and M. Ghassemi, (2022) "Components of Electrical Power Systems in More and All-Electric Aircraft: A Review," *IEEE Trans. Transportation Electrification*, doi: 10.1109/TTE.2022.3174362.
99. Cuesta Cano, Tania & Rodriguez, Alberto & Lamar, Diego & Castro, Ignacio & Albiol-Tendillo, Laura & Khalil, Yehia & Kshirsagar, Parag. (2021). Future

of Electrical Aircraft Energy Power Systems: An Architecture Review. IEEE Transactions on Transportation Electrification. PP. 10.1109/TTE.2021.3052106.

100. Mark, D. Moore and Bill, Fredericks. Misconceptions of Electric Propulsion Aircraft and their Emergent Aviation Markets. In AIAA. - doi/0.2514/6.2014-0535, SciTEch, 2014.

101. Clément Pornet. Hybrid and Universally-Electric Aircraft Concepts. AccessScience, McGraw-Hill Yearbook of Sciences and Technology (McGraw-Hill Education, 2014), <http://dx.doi.org/10.1036/1097-8542.YB150553>.

102. Pornet, C. Gologan, P.C. Vratny, A. Seitz, O. Schmitz, A. T. Isikveren, and M. Hornung. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 1 (2015), pp. 341-352. doi: 10.2514/1.C032716.

103. EV-55 Outback. - URL: <https://www.evektor.cz/aircraft-technical-specification/ev-55-outback>. – Accessed 02.04.2023.

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

105. Fornaro, Enrico & Cardone, Massimo & Dannier, A.. (2022). A Comparative Assessment of Hybrid Parallel, Series, and Full-Electric Propulsion Systems for Aircraft Application. IEEE Access. 10. 1-1. 10.1109/ACCESS.2022.3158372.

106. HECARRUS Project, WP2: “Integrated systems level and powertrain architecture optimization” D2.1: “Assessment of hybrid electric architectures for a small commuter aircraft” (2020), Horizon 2020 / Clean Sky JU. – Accepted: https://hecarrus.eu/images/hecarrus/HECARRUS_D5.3_Dissemination_Communication_Exploitation_plan_Final.pdf.

107. HECARRUS Project, (2020) “D1.1: State-of-the-art technologies on research and developments underway in the field of alternative propulsion architectures”, <https://hecarrus.eu/index.php/studies/project-deliverables>.

108. M. Sparano, M. Sorrentino, G. Troiano, G. Cerino, G. Piscopo, M. Basaglia, C. Pianese, (2023). The future technological potential of hydrogen fuel cell systems for aviation and preliminary co-design of a hybrid regional aircraft powertrain through a mathematical tool. *Energy Conversion and Management*, Volume 281, 116822, ISSN 0196-8904, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2023.116822>.
109. Wolfgang Grimme, Annika Paul, Sven Maertens, Jasper van Wensveen, The prospects of hybrid-electric regional air transport - an assessment of travel time benefits of domestic short-haul flights in Germany with 19-seater aircraft, *Transportation Research Procedia*, Volume 51, 2020, Pages 199-207, ISSN 2352-1465, <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2020.11.022>.
110. Martin Doff-Sotta, Mark Cannon, Marko Basic, Optimal energy management for hybrid electric aircraft, *IFAC-PapersOnLine*, Volume 53, Issue 2, 2020, Pages 6043-6049, ISSN 2405-8963, <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2020.12.1672>.
111. Ji, Z., Rokni, M. M., Qin, J., Zhang, S., & Dong, P. (2020). Energy and configuration management strategy for battery/fuel cell/jet engine hybrid propulsion and power systems on aircraft. *Energy Conversion and Management*, 225, 113393. doi:10.1016/j.enconman.2020.11339.
112. David Sziroczak, Istvan Jankovics, Istvan Gal, Daniel Rohacs, Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems, *Energy*, Volume 204, 2020, 117937, ISSN 0360-5442, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117937>.
113. Guillem Moreno Bravo, Nurgeldy Praliyev, Árpád Veress, Performance analysis of hybrid electric and distributed propulsion system applied on a light aircraft, *Energy*, Volume 214, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118823>.
114. Ye XIE, Al SAVVARISAL, Antonios TSOURDOS, Dan ZHANG, Jason GU, Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies, *Chinese Journal of Aeronautics*, Volume 34, Issue 4, 2021, Pages 432-450, ISSN 1000-9361, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.07.017>.

115. Valerio MARCIELLO, Francesco OREFICE, Fabrizio NICOLOSI, Danilo CILIBERTI, Pierluigi DELLA VECCHIA, Design of hybrid-electric aircraft with fault tolerance considerations, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, ISSN 1000-9361, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.05.014>.
116. A. Barke, Ch. Thies, J.-L. Popien, S. Melo, F. Cerdas, Ch. Herrmann, T. S. Spengler, Life cycle sustainability assessment of potential battery systems for electric aircraft, *Procedia CIRP*, Volume 98, 2021, Pages 660-665, ISSN 2212-8271, <https://doi.org/10.1016/j.procir.2021.01.171>.
117. Janovec, Michal & Čerňan, Jozef & Skultety, Filip & Novak, Andrej. (2021). Design of Batteries for a Hybrid Propulsion System of a Training Aircraft. *Energies*. 15. 49. 10.3390/en15010049.
118. Li, S., Gu, C., Zhao, P., & Cheng, S. (2021). A novel hybrid propulsion system configuration and power distribution strategy for light electric aircraft. *Energy Conversion and Management*, 238, 114171. doi:10.1016/j.enconman.2021.11417.
119. Nicolay, S., Karpuk, S., Liu, Y., & Elham, A. (2021). Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(64), 32676–32694. doi:10.1016/j.ijhydene.2021.07.12.
120. Juschus, Daniel. (2021). Preliminary Propulsion System Sizing Methods for PEM Fuel Cell Aircraft. 10.13140/RG.2.2.34701.72165.
121. R. K. Nangia. Efficiency parameters for modern commercial aircraft. *The Aeronautical Journal*, 110(1110):495–510, 2006.
122. Swapnil S. Jagtap, Peter R.N. Childs, Marc E.J. Stettler. (2024). Conceptual design-optimisation of a subsonic hydrogen-powered long-range blended-wing-body aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, Volume 96, Pages 639-651, ISSN 0360-3199, <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.11.331>.
123. Jagtap S.S., Childs P.R.N., Stettler M.E.J. Energy performance evaluation of alternative energy vectors for subsonic long-range tube-wing aircraft. *Transport Res Transport Environ.* - 2023;115:103588. <https://doi.org/10.1016/J. TRD.2022.103588>.

124. Jagtap S.S., Childs P.R.N., Stettler M.E.J. Performance sensitivity of subsonic liquid hydrogen long-range tube-wing aircraft to technology developments. *Int J Hydrogen Energy* 2024;50:820–33. <https://doi.org/10.1016/J.IJHYDENE.2023.07.297>.
125. Dietl T., Karger J., Kaupe K., et al. POLARIS DESIGN of a liquid hydrogen turbo-electric transport aircraft. *Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt* 2018. <https://doi.org/10.25967/480344>.
126. Swapnil S. Jagtap, Peter R.N. Childs, Marc E.J. Stettler. (2024). Conceptual design-optimisation of a subsonic hydrogen-powered long-range blended-wing-body aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, Volume 96, Pages 639-651, ISSN 0360-3199, <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.11.331>.
127. Anna E. Scholz, Johannes Michelmann and Mirko Hornung, (2021). Fuel Cell Hybrid-Electric Aircraft: Design, Operational, and Environmental Impact. - AIAA 2022-2333. Session: Hydrogen and Geoengineering. - <https://doi.org/10.2514/6.2022-2333>.
128. J. Töpler, J. Lehmann. (2014). Hydrogen and Fuel Cell. Technologies and Market Perspectives. - ISBN 978-3-662-44971-4. – 286 p. - DOI 10.1007/978-3-662-44972-1.
129. Finger F. D., de Vries R., Vos R., et al., (2020), “A comparison of hybrid-electric aircraft sizing methods”, In Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL, USA, 6–10 January 2020; p. 1006, DOI: 10.2514/6.2020-1006.
130. Juretzko P. G., Immer M., and Wildi J. (2019), “Performance analysis of hybrid-electric retrofit of a RUAG Dornier Do 228NG”, *CEAS Aeronautical Journal*, DOI: 10.1007/s13272-019-00420-2.
131. Hofmann J-P., Stumpf E., Weintraub D., et al., (2019), “A comprehensive approach to the assessment of a hybrid electric powertrain for commuter aircraft”, *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas, 17-21 June, 2019, DOI: 10.2514/6.2019-3678.
132. Kurzke, J., & Halliwell, I. (2018). Propulsion and Power: An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling. Springer.

133. Bowman, C.L., Felder, J.L., & Marien, T.V. (2018). Turbo- and Hybrid-Electrified Aircraft Propulsion Concepts for Commercial Transport. 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), 1-8. - doi.org/10.2514/6.2018-4984.

134. Efficiency analysis of hybrid electric propulsion system for commuter airliners / A.N. Varyukhin, P.S. Suntsov, M.V. Gordin, V.S. Zakharchenko and D.Ya. Rakhmankulov // 2019 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS) : Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia, 22–25 October 2019 : proceedings. IEEE, 2019. P. 574–576.

135. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А., Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий. - Авиационные двигатели, 1 (14), 2022. – С. 19-32. - DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19.].

136. Roadmap for the technological development of hybrid electric and full-electric propulsion systems of aircrafts / A.N. Varyukhin, V.S. Zakharchenko, A.V. Vlasov, M.V. Gordin and M.A. Ovdienko // 2019 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS) : Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia, 22–25 October 2019 : proceedings. IEEE, 2019. P. 577–583.

137. Chau, K.T., Wong, Y.S. (2002): Overview of power management in hybrid electric vehicles. *Energy Convers. Manag.* 43, 1953–1968.

138. Cagatay Bayindir, K., Gozukucuk, M.A., Teke, A. (2012): A comprehensive overview of hybrid electric vehicle: powertrain configurations, powertrain control techniques and electronic control units. *Energy Convers. Manag.* 52(2), 1305–1313.

139. Hung, J.Y., Gonzales, L.F. (2012): On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles. *Prog. Aerosp. Sci.* 52(1), 1–17.

140. Friedrich, C., Robertson, P.A. (2014): Design of a hybrid-electric propulsion system for light aircraft. In: 14th AIAA Aviat. Technol., Integration, and Operations Conference, Atlanta, Georgia.

141. Finger, D. F., Braun, C., and Bil, C., "Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft," *Journal of Aircraft*, 2019. - <https://doi.org/10.2514/1.C035428>.

142. de Vries, R., Brown, M. T. H., and Vos, R., "A Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Aircraft Including AeroPropulsive Interaction Effects," in 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, GA, USA, 2018. - <https://doi.org/10.2514/6.2018-4228>.

143. de Vries, R., Brown, M. T. H., and Vos, R., "Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 56, Issue 6, 2019. - <https://doi.org/10.2514/1.C035388>.

144. Finger, D. F., Braun, C., and Bil, C., "An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft," in 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, GA, USA, 2018. - <https://doi.org/10.2514/6.2018-4229>.

145. Moebs, N.; Eisenhut, D.; Windels, E.; van der Pols, J.; Strohmayer, A. Adaptive Initial Sizing Method and Safety Assessment for Hybrid-Electric Regional Aircraft. *Aerospace* 2022, 9, 150. - <https://doi.org/10.3390/aerospace9030150>.

146. Marciello, V.; Di Stasio, M.; Ruocco, M.; Trifari, V.; Nicolosi, F.; Meindl, M.; Lemoine, B.; Caliendo, P. Design Exploration for Sustainable Regional Hybrid-Electric Aircraft: A Study Based on Technology Forecasts. - *Aerospace* 2023, 10, 165. - <https://doi.org/10.3390/aerospace10020165>.

147. Ciliberti, D.; Orefice, F.; Della Vecchia, P.; Nicolosi, F.; Corcione, S. An approach to preliminary sizing of turbo-electric aircraft with distributed propulsion. In Proceedings of the AIDAA XXV International Congress, Rome, Italy, 9–12 September 2019.

148. K. R. Antcliff et al., "Mission analysis and aircraft sizing of a hybrid-electric regional aircraft," presented at the 54th AIAA Aerosp. Sci. Mtg., San Diego, CA, 2016, Paper AIAA 2016-1028.

149. K. R. Antcliff and F. M. Capristan, "Conceptual design of the parallel electric-gas architecture with synergistic utilization scheme (PEGASUS) concept,"

presented at the 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conf., Denver, CO, 2017, Paper AIAA 2017-4001.

150. Electrified aircraft propulsion : powering the future of air transportation / edited by Kiruba Haran, Nateri Madavan, Tim C. O'Connell.: Cambridge, United Kingdom ; New York, NY, USA : Cambridge University Press, 2021. – 317 p. - DOI: 10.1017/9781108297684.

151. Gibson, A.R., Hall, D.W., Waters, M., Masson, P., Schiltgen, B.T., Foster, T., & Keith, J.D. (2010). The Potential and Challenge of TurboElectric Propulsion for Subsonic Transport Aircraft. - DOI:10.2514/6.2010-276.

152. Palaia, Giuseppe, and Karim Abu Salem. 2023. "Mission Performance Analysis of Hybrid-Electric Regional Aircraft", *Aerospace* 10, no. 3: 246. <https://doi.org/10.3390/aerospace10030246>.

153. Palaia, G.; Zanetti, D.; Abu Salem, K.; Cipolla, V.; Binante, V. THEA-CODE: A design tool for the conceptual design of hybridelectric aircraft with conventional or unconventional airframe configurations. *Mech. Ind.* 2021, 22, 19.

154. V. Palladino, N. Bartoli, S. Dubreuil, E. Bénard, V. PommierBudinger, et al.. A comparative study of different propulsion models for hybrid electric aircraft. 3AF Aerospace Europe Conference 2020, Feb 2020, BORDEAUX, France. – HAL ID: hal-02904367.

155. Voskuijl, M., van Bogaert, J. & Rao, A.G. (2018) Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. *CEAS Aeronaut J* 9, 15–25. - <https://doi.org/10.1007/s13272-017-0272-1>.

156. Xin, Z., Sahoo, S., Kyprianidis, K., Sumsurooah, S., Valente, G. et al. (2019) A framework for optimization of hybrid aircraft In: *Proceedings of the ASME Turbo Expo American Society of Mechanical Engineers (ASME)*. - <https://doi.org/10.1115/GT2019-91335>.

157. Abritta, M.V., J. Thorbeck, and B.S. de Mattos, Study of a Lower-deck Galley for Airliners. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2012. 4: p. 81-94.

158. Hydrogen & Fuel Cells. Research, development, and innovation to advance hydrogen and fuel cells. – URL: <https://www.pnnl.gov/hydrogen-fuel-cells>. – Accessed 25.03.2023.

159. Zamboni, J., Vos, R., Emeneth, M., & Schneegans, A. (2019). A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft. In AIAA Scitech 2019 Forum: 7-11 January 2019, San Diego, California, USA [AIAA 2019-1587]. - <https://doi.org/10.2514/6.2019-1587>.

160. Thauvin, J., Barraud, G., Budinger, M., Roboam, X., Leray, D., and Sareni, B., “Hybrid Regional Aircraft: A Comparative Review of New Potentials Enabled by Electric Power,” 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016. doi: 10.2514/6.2016-4612.

161. Stückl, S., “Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems,” Phd dissertation, Munich Technical University, 2016.

162. Hoelzen, J., Liu, Y., Bensmann, B., Winnefeld, C., Elham, A., Friedrichs, J., and Hanke-Rauschenbach, R., “Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft,” *Energies*, Vol.11, No.1, 2018, pp.1–26. - doi:10.3390/en11010217.

163. Seitz, A., Isikveren, A.T., and Hornung, M., “Pre-Concept Performance Investigation of Electrically Powered Aero-Propulsion Systems,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013, pp.1–16. - doi:10.2514/6.2013-3608.

164. Fefermann, Y., Maury, C., Level, C., Zarati, K., Salanne, J.P., Pornet, C., Thoraval, B., and Isikveren, A.T., “Hybrid-Electric Motive Power Systems for Commuter Transport Applications,” 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Daejeon, Korea, September 25-30, 2016.

165. Schiltgen, B., Freeman, J.L., and Hall, D.W., “Aeropropulsive Interaction and Thermal System Integration with in the ECO-150: A Turboelectric Distributed Propulsion Airliner with Conventional Electric Machines,” 16th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Washington, DC, USA, June 13-17, 2016. - doi:10.2514/6.2016-4064.

166. Isikveren, A. T., Pornet, C., Vratny, P. C., and Schmidt, M., “Optimization of Commercial Aircraft Using Battery-Based Voltaic-Joule /Brayton Propulsion,” *Journal of Aircraft*, Vol.54(1), 2017, pp.246–261. - doi:10.2514/1.C033885.

167. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*, National Academies Press, 2016. - doi:10.17226/23490.

168. de Vries R., Hoogreef M.F.M., Vos R. (2019) Preliminary Sizing of a Hybrid-Electric Passenger Aircraft Featuring Over-the-Wing Distributed-Propulsion. - Conference: AIAA Scitech 2019 Forum. - DOI:10.2514/6.2019-1811.

169. Schiltgen, B., Freeman, J.L., and Hall, D.W., “Aeropropulsive Interaction and Thermal System Integration with inthe ECO-150: A Turboelectric Distributed Propulsion Airliner with Conventional Electric Machines,” 16th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Washington, DC, USA, June13-172016. - doi:10.2514/6.2016-4064.

170. Marcus, E.A.P., de Vries, R., Raju Kulkarni, A., and Veldhuis, L.L.M., “Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion,” 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, FL, USA, January 8-12, 2018.

171. Veldhuis L.L.M. (2020) Radical Aircraft based on hybrid-electric propulsion. - Contribution of NOVAIR to LPA WP1.6.4 and 1.6.3. – 41 p.

172. *Electrified aircraft propulsion: powering the future of air transportation /* edited by Kiruba Haran, Nateri Madavan, Tim C. O’Connell.: Cambridge, United Kingdom ; New York, NY, USA : Cambridge University Press, 2021. – 317 p. - DOI: 10.1017/9781108297684.

173. Code of Federal Regulations, Title 14 – Aeronautics and Space, Chapter 1 – Federal Aviation Administration, Department of Transportation, Subchapter C – Aircraft, Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes.

174. R. H. Jansen et al., “Turboelectric aircraft drive key performance parameters and functional requirements,” presented at the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf., Reston, VA, 2015, Paper AIAA 2015-3890.

175. R. H. Jansen, K. P. Duffy, and G. V. Brown, “Partially turboelectric aircraft drive key performance parameters,” presented at the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf., Atlanta, GA, 2017, Paper AIAA 2017-4702.

176. J. L. Felder et al., “Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wind body aircraft,” presented at the 20th Intl. Soc. for Airbreathing Engines Meeting, Gothenburg, Sweden, 2011, Paper ISABE-2011-1340.

177. J. Welstead and J. L. Felder, “Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion,” presented at the 54th AIAA Aerospace Sci. Meeting, San Diego, CA, 2016, Paper AIAA 2016-1027.

178. Reid, Stewart James. (2022). Hybrid Electric Regional Aircraft Design with Optimal Power Management. Supervised by Ruben E. Perez. – 122 p. – URL: Thesis_serialHE.pdf.

179. Lorenz, L., Seitz, A., Kuhn, H., and Sizmann, A., “Hybrid Power Trains for Future Mobility,” Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2013, pp.1–17.

180. B.M. Baumann, G. Washington, B. C. Glenn, and G. Rizzoni, “Mechatronic design and control of hybrid electric vehicles,” IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, vol. 5, no. 1, pp. 58–72, 2000.

181. S. M. Lukic and A. Emadi, “Effects of drivetrain hybridization on fuel economy and dynamic performance of parallel hybrid electric vehicles,” IEEE Transactions on Vehicular Technology, vol. 53, no. 2, pp. 385–389, 2004.

182. D. Buecherl, I. Bolvashenkov, and H.G.Herzog, “Verification of the optimumhybridization factor as design parameter of hybrid electric vehicles,” in Proceedings of the International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation andMotion, SPEEDAM, May 2006.

183. Bolvashenkov, Igor & Herzog, H.G. & Engstle, Armin. (2006). Factor of hybridization as a design parameter for hybrid vehicles. 926 - 929. 10.1109/SPEEDAM.2006.1649900.

184. Lorenz, L. & Seitz, Arne & Kuhn, Holger. (2013). Hybrid Power Trains for Future Mobility. 10.13140/2.1.2741.7925.

185. Isikveren, Askin & Kaiser, Sascha & Pernet, Clément & Vratny, Patrick. (2014). Pre-design Strategies and Sizing Techniques for Dual-Energy Aircraft. Aircraft engineering and aerospace technology. 86. 525-542. 10.1108/AEAT-08-2014-0122.
186. Pernet, Clément & Isikveren, Askin. (2015). Conceptual Design of Hybrid-Electric Transport Aircraft. Progress in Aerospace Sciences. 79. 114-135. 10.1016/j.paerosci.2015.009.002.
187. Acerra Gil, Alexandre & Silva, Higor. (2017). Hybrid-Electric Aircraft: Conceptual Design, Structural and Aeroelastic Analyses. 10.13140/RG.2.2.35794.99523.
188. Centracchio, Francesco & Rossetti, Monica & Iemma, Umberto. (2018). Approach to the Weight Estimation in the Conceptual Design of Hybrid-Electric-Powered Unconventional Regional Aircraft. Journal of advanced transportation. 2018. 10.1155/2018/6320197.
189. D. Buecherl, I. Bolvashenkov, and H.G.Herzog, “Verification of the optimum hybridization factor as design parameter of hybrid electric vehicles,” in Proceedings of the International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion, SPEEDAM, May 2006.
190. Jansen, Ralph & Brown, Gerald & Felder, James & Duffy, Kirsten. (2015). Turboelectric Aircraft Drive Key Performance Parameters and Functional Requirements. 10.2514/6.2015-3890.
191. Guideline for analysis of Hybrid Electric Aircraft System Studies. Nomenclature, Pictographic Representations, Standalone and Combined Properties and Attributes, Metrics, and Figures of Merit .- AIAA, 2019. – 20 p.
192. Gkoutzamanis V., Srinivas A., Kavvalos M., et al., (2020). Conceptual design and energy storage positioning aspects for a hybrid-electric light aircraft. Accepted for publication in Conference Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020, Paper No. GT2020-15107, p. 17.
193. Vratny, Patrick & Kuhn, Holger & Hornung, Mirko. (2017). Influences of voltage variations on electric power architectures for hybrid electric aircraft. CEAS Aeronautical Journal. 8. 31-43. 10.1007/s13272-016-0218-z.

194. de Vries, R., Brown, M. T. H., and Vos, R., "Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 56, Issue 6, 2019. - <https://doi.org/10.2514/1.C035388>.
195. Finger, D. F., Braun, C., and Bil, C., "An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft," in 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, GA, USA, 2018. - <https://doi.org/10.2514/6.2018-4229>.
196. Isikveren, A. T., "Method of Quadrant-Based Algorithmic Nomographs for Hybrid/Electric Aircraft Predesign," *Journal of Aircraft*, Vol. 55(1), 2018, pp. 394–403. doi:10.2514/1.C034355.
197. Pernet, C., Gologan, C., Vratny, P. C., Seitz, A., Schmitz, O., Isikveren, A. T., and Hornung, M., "Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 52(1), 2015, pp. 341–352. doi:10.2514/1.C032716.
198. Riboldi, C. E. D., "An optimal approach to the preliminary design of small hybrid-electric aircraft," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 81, 2018, pp. 14–31. doi:10.1016/j.ast.2018.07.042.
199. Martin Hepperle, (2012). *Electric Flight – Potential and Limitations*. - STO-MP-AVT-209.
200. Batra, A., Raute, R., & Camilleri, R. (2023). On the Range Equation for Hybrid-Electric Aircraft. *Aerospace*, 10(8), 687. <https://doi.org/10.3390/aerospace10080687>.
201. 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.
202. 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.

203. Rohacs, J.; Rohacs, D. Energy coefficients for comparison of aircraft supported by different propulsion systems. *Energy* 2019, 191, 1–11.
204. Marwa, M., Martin, S.M., Martos, B.C., Anderson, R.P. 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.
205. de Vries, Reynard & Hoogreef, Maurice & Vos, Roelof. (2020). Range Equation for Hybrid-Electric Aircraft with Constant Power Split. *Journal of Aircraft*. 57. 1-6. 10.2514/1.C035734.
206. He Liu, Jiang Qin, Xinyan Xiu, Chan Ha, Peng Dong. (2023) Comparative study of fuel types on solid oxide fuel cell - gas turbine hybrid system for electric propulsion aircraft // *Fuel*, Volume 347, 128426. - <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2023.128426>.
207. Fabian Mueller, Robert Gaynor, Allie E. Auld, Jacob Brouwer, Faryar Jabbari, G. Scott Samuelsen. Synergistic integration of a gas turbine and solid oxide fuel cell for improved transient capability. // *Journal of Power Sources*. Volume 176, Issue 1, 21 January 2008, Pages 229-239. - <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2007.10.081>.
208. G. Rabenstein, V. Hacker. Hydrogen for fuel cells from ethanol by steam-reforming, partial-oxidation and combined auto-thermal reforming: A thermodynamic analysis. // *Journal of Power Sources*. - Volume 185, Issue 2, 2008, Pages 1293-1304. - <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2008.08.010>.
209. A. Gutierrez, R. Karinen, S. Airaksinen, R. Kaila, A.O.I. Krause. Autothermal reforming of ethanol on noble metal catalysts. // *International Journal of Hydrogen Energy*. - Volume 36, Issue 15, 2011, Pages 8967-8977. - <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2011.04.129>.
210. Yunfei Yan, Jie Zhang, Li Zhang. Properties of thermodynamic equilibrium-based methane autothermal reforming to generate hydrogen. // *International Journal of Hydrogen Energy*. Volume 38, Issue 35, 2013, Pages 15744-15750. - <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2013.06.007>.

211. Xiaojing Lv, Xiaoyi Ding, Yiwu Weng. Effect of fuel composition fluctuation on the safety performance of an IT-SOFC/GT hybrid system. //Energy. Volume 174, 1 May 2019, Pages 45-53. - <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.02.083>.

212. Jihui Wang, Hong Chen, Ye Tian, Mingfa Yao, Yongdan Li. Thermodynamic analysis of hydrogen production for fuel cells from oxidative steam reforming of methanol. // Fuel. Volume 97, 2012, Pages 805-811. - <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2012.03.008>.

213. H. Akbarpour Reyhani, M. Meratizaman, A. Ebrahimi, O. Pourali, M. Amidpour. Thermodynamic and economic optimization of SOFC-GT and its cogeneration opportunities using generated syngas from heavy fuel oil gasification // Energy. Volume 107, 2016, Pages 141-164. - <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.04.010>.

214. Farshid Zabihian, Alan S. Fung. Performance analysis of hybrid solid oxide fuel cell and gas turbine cycle: Application of alternative fuels // Energy Conversion and Management. Volume 76, 2013, Pages 571-580. - <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2013.08.005>.

215. Marco Santin, Alberto Traverso, Loredana Magistri. Liquid fuel utilization in SOFC hybrid systems // Applied Energy. Volume 86, Issue 10, 2009, Pages 2204-2212. - <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2008.12.023>.

216. F. Ishak, I. Dincer, C. Zamfirescu. Energy and exergy analyses of direct ammonia solid oxide fuel cell integrated with gas turbine power cycle // Journal of Power Sources. - Volume 212, 2012, Pages 73-85. - <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2012.03.083>.

217. C. Bang-Moller, M. Rokni. Thermodynamic performance study of biomass gasification, solid oxide fuel cell and micro gas turbine hybrid systems. // Energy Conversion and Management. - Volume 51, Issue 11, November 2010, Pages 2330-2339. - <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2010.04.006>.

РОЗДІЛ 2

УДОСКОНАЛЕНИЙ МЕТОД ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРИЧНОГО ОБРИСУ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОГВИНТОВИМ ДВИГУНОМ ДЛЯ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

2.1 Вибір схем гібридної турбоелектричної силової установки для дослідження енергетичної системи

На основі аналізу напрямків гібридизації ЛА, комплексна оцінка ефективного управління енергією на борту виявила можливість суттєвого розширення дальності польоту літака і забезпечити значні експлуатаційні переваги [1, 2, 3]. Як відомо, ГСУ для сучасних літаків є комбінацією традиційних ГТД та електричних машин (двигунів/генераторів), що працюють від АБ або ПЕ. У теперішній час застосовуються гібридно-електричні рушійні системи на основі послідовної схеми, паралельної схеми, послідовно-паралельної схеми та турбоелектричної схеми. Найпоширенішими є послідовно-гібридні та паралельно-гібридні. Для вироблення електроенергії, яка необхідна новому літаку з ГСУ, пропонується використання ЕнС (ЕнС) із АБ, ПЕ та процесом риформінгу водню. Це має вирішальне значення для досягнення заданої дальності польоту та зниження шкідливих викидів у порівнянні з традиційними літаками. Окрім цього, для зменшення споживання електроенергії необхідно використовувати нові форми аеродинамічної інтеграції планера і ГТЕСУ.

Дослідницькі проєкти 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, аналізу сучасних дослідницьких проєктів та існуючих демонстраторів у світі, та з метою зниження шкідливих викидів, пропонується провести дослідження для трьох схем ГТЕСУ:

- Схема №1: ГТЕСУ із застосуванням газу, водню для впорскування в камеру згоряння (КЗ) та подачі водню в ПЕ (рис. 2.1);
- Схема №2: ГТЕСУ із застосуванням газу для впорскування в КЗ та подачі водню в ПЕ (рис. 2.2);
- Схема №3: ГТЕСУ із застосуванням газу для впорскування в КЗ та водню, який отримується із газу на основі окислювального парового риформінгу і подається в ПЕ (рис. 2.3).

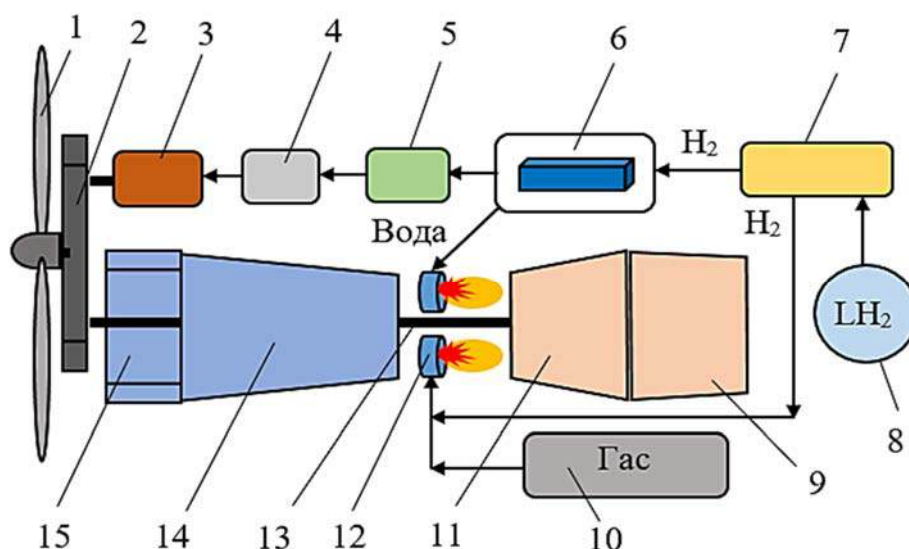


Рисунок 2.1 – Схема ГТЕСУ №1 (підведення газу, водню і води від ПЕ для впорскування в КЗ та подачі водню в ПЕ):

- 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 – Бак з вуглеводневим паливом;
 11 – Турбіна; 12 – Камера згоряння; 13 – Вал двигуна; 14 – Компресор;
 15 – Вхідний пристрій двигуна

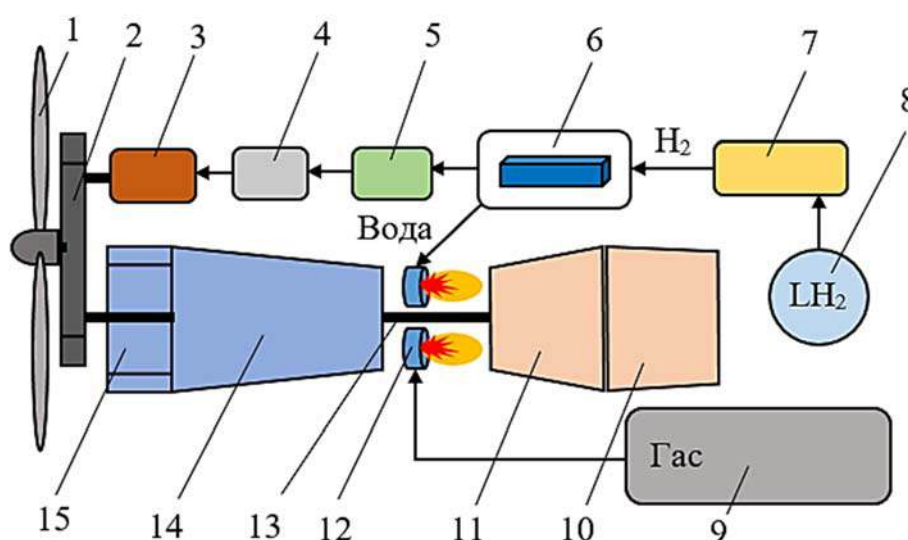


Рисунок 2.2 – Схема ГТЕСУ №2 (підведення газу і води від ПЕ для впорскування в КЗ та подачі водню в ПЕ):

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 – Входний пристрій двигуна.

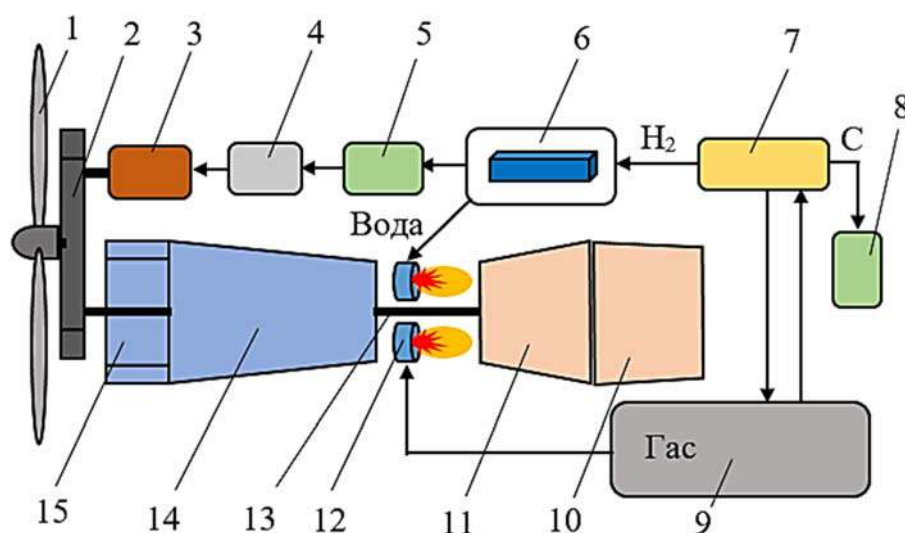


Рисунок 2.3 – Схема ГТЕСУ №3 (із застосуванням газу і водню, який отриманий із газу для подачі в ПЕ):

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 сучасної 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.

ЕнС ГТЕСУ, яка підлягає розробці, складається із всіх наведених вище елементів, окрім ТГвД, ПГ та редуктора. ЕнС також враховує систему утилізації води із стека ПЕ в КЗ ТГвД. Такий підхід прийнятий для зниження рівня шкідливих викидів NOx із теплового двигуна та зменшення повної температури газу перед газовою турбіною.

При створенні проекту літака з ГТЕСУ приймаємо умову, що все обладнання ЕнС знаходиться якнайближче до центру маси літака. У складі ТГвД розміщені ПГ, редуктор та ЕД. Поряд із зоною складання шасі (ніші шасі) розміщуються АБ, бак з рідким воднем, енергетичний блок з ПЕ, випарник водню, установка парового риформінгу, система керування та розподілу

електроенергії, уловлювач сажі, силові електричні кабельні лінії та система утилізації води із стека ПЕ в КЗ ТГвД.

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

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

- На етапах зльоту і набору висоти, додатково споживається електрична потужність із АБ.

- На етапі зниження літака, блок ПЕ заряджає АБ до рівня заряду.

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

- Втрати водню в ЕнС 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. 2.1-2.3), для всіх досліджуваних схем ГТЕСУ використовуються ПЕ. Воду, як кінцевий продукт реакції, пропонується використовувати в робочому процесі теплового двигуна шляхом впорскування в КЗ. Як відомо, впорскування води в КЗ значно зменшує шкідливі викиди [4], насамперед оксиди азоту (NO_x), чадний газ (CO) та незгорілі вуглеводні (УНС). Це досягається шляхом зниження температури згоряння, що зменшує швидкість утворення NO_x , а також допомагає зменшити утворення CO та УНС [5, 6]. 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.

Потенціал водневих технологій поширюється на електричні літаки дальністю польоту до 7000 км з використанням ПЕ типу НТ-PEMFC потужністю приблизно 3 кВт/кг. Організація раціонального багатофазного робочого процесу у ГСУ дає змогу суттєво скоротити кількість викидів NO_x із двигуна [7]. Але це вимагає зміни конструкції елементів двигуна і планера літака. Найефективнішим методом впорскування води для зменшення викидів є пряме впорскування води в КЗ [8, 9, 10].

Результати досліджень багатьох організацій [11, 12, 13, 14] показали, що впорскування води в КЗ призводить до значних змін в картині температури та тиску в КЗ. 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, рекомендований склад системи подачі та впорскування води в КЗ може складатися з компонентів:

- бак для зберігання води, яка надходить з набору ПЕ 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. 2.1-2.3) проведені підготовчі розрахунки початкових даних щодо льотно-технічних характеристик ЛА та його СУ. Удосконалено статичну математичну модель розрахунку характеристик ТГвД AI-450C, ТВ3-117ВМА-СБМ1 та AI-6500, що дає змогу проводити розрахунки параметрів ТГвД у всьому діапазоні експлуатації двигунів [15, 16, 17]. Виконані попередні розрахунки впливу впорскування води до КЗ для значень вологовмісту $d = 0-0,07$ [18]. Для верифікації впливу впорскування води на зниження температури в елементах СУ потрібне проведення додаткових досліджень на основі експериментів.

В дисертаційній роботі визначені початкові дані та умови для дослідження ефекту впорскування води до КЗ. Проте визначення максимальних значень вологовмісту для кожного окремого типу ТГвД у всьому висотному діапазоні експлуатації необхідні додаткові дослідження, що є перспективним напрямком під час проведення льотних випробувань [19, 20]. Для визначення ефективності застосування ефекту впорскування води до КЗ необхідно досліджувати польотний цикл ЛА з уточненням роботи двигунів та програми керування ЕнС для сучасної ГТЕСУ.

2.2 Математична постановка задачі пошуку раціональних характеристик гібридної турбоелектричної силової установки у складі літального апарату

Проектування ГТЕСУ для літака – це складне міждисциплінарне завдання, що поєднує теорію та конструкцію ГТД, аеродинаміку ЛА, електротехніку, термодинаміку, матеріалознавство та інші дисципліни. Сьогодні провідні авіаційні компанії вирішують основні наукові завдання, які спрямовані на подолання обмежень за масою, кількістю забруднюючих викидів та техніко-економічної ефективності ГТЕСУ у складі ЛА. Науково-технічні завдання зосереджені у напрямках:

- вибір типу гібридизації (послідовна, паралельна, послідовно-паралельна або турбоелектрична система) для конкретного польотного профілю;
- параметрична і технологічна інтеграція підсистем ЛА;
- термодинамічна оптимізація робочого процесу підсистем;
- оптимізація системи точкового або розподіленого електричного тягового приводу;
- оптимізація характеристик АБ, ПЕ та інших фізико-хімічних процесів;
- управління тепловими процесами в елементах ЕнС;
- інтеграція ГСУ та ЕнС у конструкцію планера;
- проектування аеродинамічних схем ЛА, оптимізованих під ГСУ або розподілену тягу;
- розробка систем керування потоками енергії та вплив електромагнітної сумісності на безпеку польоту;
- зниження рівня забруднюючих викидів та шуму;
- сертифікація нових компонентів.

Найбільшого розповсюдження набула турбоелектрична конфігурація, яка використовує авіаційне пальне як основне джерело енергії, перетворюючи повністю або частково хімічну енергію з палива на електричну для руху рушія.

[21, 22, 23]. Тому для подальшого визначення характеристик ЕНС досліджується конфігурація ГТЕСУ з ТГВД у складі пасажирського літака.

Математична постановка задачі оптимізації параметрів ГТЕСУ у складі пасажирського літака спрямована на пошук найкращого поєднання компонентів ГТД, ЕД, АБ та ПЕ для забезпечення максимальної паливної ефективності, екологічної ефективності або мінімальної маси. Основною метою дослідження є мінімізація шкідливих викидів за польотний цикл пасажирського літака. У дослідженні встановлена цільова функція (критерій оптимізації):

$$f(\Pi_{\text{гібр}}) \rightarrow \max. \quad (2.1)$$

Але при цьому зберігаються умови забезпечення життєвого циклу ГТЕСУ літака:

$$\left. \begin{aligned} \sum_i^n (m_{NOx} + m_{CO2} + m_{HC}) &\rightarrow \min; \\ m_{\text{пал}} &\rightarrow \min; \\ M_{\text{ЛА зліт}} &\rightarrow \min; \\ C_{\text{ПЕВ}} &\rightarrow \min. \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

При визначенні показника гібридизації ($\Pi_{\text{гібр}}$) також розраховуються значення потужності ГТД ($N_{\text{ГТД}}$), потужності електродвигунів ($N_{\text{ЕД}}$), енергоємності АБ ($E_{\text{АБ}}$), енергії ПЕ ($E_{\text{ПЕ}}$), стратегія управління енергією ($ST_{\text{розпод}}$) (алгоритм розподілу потужності між джерелами), параметри масо-габаритних характеристик ЕНС ($m_{\text{ЕНС}}$, $V_{\text{ЕНС}}$).

Пошук раціональних експлуатаційних характеристик літака проводиться за дотриманням льотно-технічних та конструктивних обмежень:

$$- \text{злітна дистанція} - L_{\text{розбіг}}(X) \leq L_{\text{розбіг}} \text{ зад.};$$

- швидкість набору висоти – $t_{\text{наб.вис.}} \leq t_{\text{наб.вис.зад.}}$;
- можливість продовження зльоту при відмові одного двигуна;
- баланс потужності – $N_{\text{зад.}}(t) \leq N_{\text{ГТД}}(t) + N_{\text{ЕД}}(t) - N_{\text{втрати}}(t)$, який указує на той факт, що необхідна потужність ЕнС завжди менша за доступну на борту літака;
- заряд АБ – $\text{SOC}_{\text{АБ}_{\min}} \leq \text{SOC}_{\text{АБ}}(t) \leq \text{SOC}_{\text{АБ}_{\max}}$;
- маса АБ – $m_{\text{АБ}} = \frac{E_{\text{АБ}}}{e_{\text{пит.}} \cdot \eta_{\text{АБ}}}$;
- потужність двигунів – $0 \leq N_{\text{ГТД}} \leq N_{\text{ГТД}_{\max}}, \quad 0 \leq N_{\text{ЕД}} \leq N_{\text{ЕД}_{\max}},$
 $V_{\text{H}_2\text{O КЗ}} \leq V_{\text{H}_2\text{O зад.}}$ (об'єм води, який подається в КЗ, не повинен перевищувати заданий об'єм із умов стабільності горіння).

Визначення раціонального параметричного обрису ГТЕСУ у складі ЛА ґрунтується на області досліджень, що містять:

- Аеродинамічні характеристики елементів літака (крила, фюзеляжу, оперення), що визначають підйомну силу, лобовий опір та моменти, що діють на ЛА. Основні компоненти включають профіль крила, механізацію (закрилки, елерони, передкрилки), фюзеляж та хвостове оперення (горизонтальне та вертикальне), які в сумі забезпечують стійкість, керованість та ефективність польоту.
- Характеристики ГТЕСУ: розрахункові параметри ТГвД, ПГ, ЕД, АБ, ПЕ та крекінг-реактора.
- Польотний цикл ЛА: розподіл на етапи (рулювання, зліт, набір висоти ешелону, крейсерський політ, зниження, очікування, захід на посадку, посадка, рулювання) для розрахунку витрати енергії.

Таким чином, аналіз параметричного обрису перспективного пасажирського ЛА показує необхідність наявності двох ЕнС, які вимагають раціонального поєднання в одній складній технічній системі – ЛА з ГТЕСУ. Раціональна інтеграція СУ з планером літака може забезпечити зниження рівня шуму та забруднюючих викидів і знизити витрати палива. Найбільша

ефективність ЛА досягається на основі впровадження електричних компонентів в СУ. Однак доцільність застосування і ступіть впровадження електричних компонентів в СУ залежить від профілю польоту ЛА.

Для розуміння подальшого ходу дисертаційного дослідження важливо пояснити дві особливості:

1) Як відомо, основною задачею гібридизації є отримання мінімальних значень екологічних показників ЛА. На сьогодні немає сенсу розглядати економічні показники, тому що будь-який процес гібридизації СУ погіршує економічну складову. Таким чином, є погодження із тим, що проведення гібридизації не має економічного сенсу та є вимушеним заходом, спричиненим введенням жорстких вимог до екологічності ЛА.

2) Екологічна досконалість ЛА однозначно пов'язана з рівнем гібридизації ГТЕСУ. Тому покращення екологічних показників еквівалентне збільшенню показника гібридизації. Однак збільшення показника гібридизації призводить до численних обмежень: маси, об'єму, злітної дистанції, тощо. Тому розв'язок задачі раціонального проектування ЛА з ГТЕСУ полягає у визначенні такого максимального значення показника гібридизації, яке задовольняє усі прийняті обмеження.

Для реалізації зазначеного підходу щодо визначення екологічної досконалості ЛА необхідно:

- розробити такий показник гібридизації, який ураховує особливості ГТЕСУ, заснованих на використанні різномірних джерел енергії;
- сформулювати математичні моделі, які визначають зв'язок між зазначеним показником гібридизації та обмеженнями на параметри ГТЕСУ;
- реалізувати процедуру вибору раціонального значення показника гібридизації ГТЕСУ.

В роботі визначається максимальне значення цільової функції на множині допустимих варіантів проектно-конструкторських рішень та існуючих обмежень:

$$\Pi_{\text{гібр}} = f(\vec{X}, \vec{U}) \quad (2.3)$$

де $\vec{X} = \vec{X}(x_1, x_2 \dots x_n)$ – вектор параметрів при компонованні літака з ГТЕСУ;

$\vec{U} = \vec{U}(u_1, u_2 \dots u_k)$ – вектор обмежень, які накладаються на параметри літака з ГТЕСУ.

Вектор параметрів при компонованні літака з ГТЕСУ вміщує величини:

- $x_1 = N_{ГТД}$ – потужність ГТД, Вт;
- $x_2 = V_{ЕНС}$ – об'єм ЕНС, м³;
- $x_3 = m_{ЕНС}$ – маса ЕНС, кг;
- $x_4 = m_{ЛА\ зліт}$ – злітна маса літака, кг;
- $x_5 = m_{ГТЕСУ}$ – маса ГТЕСУ, кг;
- $x_6 = N_{ЕД}$ – потужність ЕД, Вт;
- $x_7 = N_{ел.сум. ПЦ}$ – потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год;
- та інші.

Вектор обмежень, які накладаються на параметри літака з ГТЕСУ вміщує величини:

- $u_1 = K \cdot M = \text{const}$ – добуток аеродинамічної якості літака на число Маха його крейсерського польоту для обмеження по непогіршенню аеродинамічних та льотно-технічних характеристик літака;
- $u_2 = D_{ПГ} = \text{const}$ – обмеження максимально можливого діаметра ПГ в компонованні двигунів ГТЕСУ з планером літака, мм;
- $u_3 = m_{зліт\ max} = \text{const}$ – максимальна злітна маса літака, кг;
- $u_4 = V_{ЕНС}$ – об'єм енергетичної системи, м³;
- $u_5 = m_{ЕНС}$ – маса енергетичної системи, кг;
- $u_6 = L_{ЗПС}$ – довжина ЗПС, м;
- та інші.

Ключовим моментом вирішення поставленого завдання є визначення показника гібридизації ГТЕСУ.

2.3 Загальний та частковий показники гібридизації для оцінювання гібридної турбоелектричної силової установки пасажирського літака

Особливістю ГТЕСУ літака є наявність, окрім газотурбінних двигунів ГТД ще і ЕД. 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:

$$E_{\Sigma} = E_{TE} + E_{EE}, \text{ Вт}, \quad (2.4)$$

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 кондиціювання салону, кабін:

$$E_{TE} = E_{\text{авіац.пал.}} + E_{\text{біопал.}} + E_{\text{H}_2}, \text{ Вт}, \quad (2.5)$$

де $E_{\text{авіац.пал.}}$ – використання авіаційного пального (гас), Вт;

$E_{\text{біопал.}}$ – використання біопалива, Вт;

E_{H_2} – використання водню, Вт.

В величину електричної енергії E_{EE} не входять витрати електричної енергії на живлення систем навігації, авіоніки, освітлення та кондиціювання салону, кабін.

З урахуванням складових енергій загальний показник гібридизації ГТЕСУ має вигляд:

$$П_{ГТЕСУ} = \frac{E_E}{E_{\Sigma}}. \quad (2.6)$$

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

В такому вигляді показник гібридизації ГТЕСУ без введення додаткових умов та обмежень не дозволяє визначити оптимальне співвідношення між електричною та тепловою енергіями в ГТЕСУ 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 ГТЕСУ 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 ГТЕСУ, визначається рівнем її технічної досконалості, тобто питомою вагою γ і масою самої СУ. Масу ГТЕСУ 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, ГТЕСУ, палива та корисного навантаження. У безрозмірному вигляді рівняння існування літака використовується для аналізу і для оцінки як існуючих, так і майбутніх літаків:

$$1 = \xi_{пл} + \xi_{ГСУ} + \xi_{пал} + \xi_{кн}, \quad (2.7)$$

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

Зміст цього рівняння полягає в тому, що будь-яка якість літака з ГТЕСУ обов'язково пов'язана з масою, яку визначає умова існування цієї якості в необхідній кількості. Питомі маси ГТД та ЕД ГТЕСУ мають питому потужність одного порядку (6...8 кВт/кг), однак вуглеводневе паливо має суттєво більшу питому енергоємність, ніж АБ (11,5 кВт·год/кг проти 0,25...0,5 кВт·год/кг). Іншими словами, відносна маса вуглеводневого палива для забезпечення заданої дальності польоту суттєво менша, ніж відносна маса АБ. Таким чином, електрична складова живлення ГТЕСУ при існуючому рівні питомої енергоємності АБ не вигідна в ваговому відношенні відносно традиційної вуглеводневої складової живлення ГТЕСУ. Для досягнення максимальної дальності польоту загальний показник гібридизації ГТЕСУ має бути нульовим: $\Pi_{ГТЕСУ} = 0$. Інше значення загального показника гібридизації ГТЕСУ може бути виправдане тільки при введенні екологічних та шумових обмежень до літака.

Для визначення масових характеристик електричної складової живлення ГТЕСУ вводяться часткові показники гібридизації, які мають фізичний зміст частки електричної енергії у загальній кількості доступної енергії ГТЕСУ на етапах злітно-посадкового циклу ІКАО [24] та горизонтального польоту:

$$\zeta_{зліт} = \frac{E_{Е\ зліт}}{E_{\Sigma\ зліт}}; \quad (2.8)$$

$$\zeta_{наб.вис} = \frac{E_{Е\ наб.вис.}}{E_{\Sigma\ наб.вис.}}; \quad (2.9)$$

$$\zeta_{крейс.політ} = \frac{E_{Е\ крейс.політ}}{E_{\Sigma\ крейс.політ}}; \quad (2.10)$$

$$\zeta_{\text{зниж.}} = \frac{E_{\text{Е зниж.}}}{E_{\Sigma \text{ зниж.}}}; \quad (2.11)$$

$$\zeta_{\text{руління}} = \frac{E_{\text{Е руління}}}{E_{\Sigma \text{ руління}}}, \quad (2.12)$$

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

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

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

$$\zeta_{\text{потр.}} = (\zeta_{\text{зліт}}, \zeta_{\text{наб.вис.}}, \zeta_{\text{крейс.політ}}, \zeta_{\text{зниж.}}, \zeta_{\text{руління}}) \quad (2.13)$$

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

Окрім цього, для комплексного визначення ефективності робочого процесу ГТЕСУ розроблений показник гібридизації, який складається з витрат електричної енергії (потужності) за кожним етапом ПЦ [25, 26]:

$$П_{ГСУ} = \sum_1^m \left(\frac{E_{ДЕЕ}}{E_{ДЕЕ} + E_{ДТЕ}} \right)_{СУ} \cdot k_{ПЦ}, \quad (2.14)$$

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;

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

або із врахуванням складових енергій:

$$П_{ГСУ} = \sum_1^m \left(\frac{E_{АБ}}{(E_{АБ}) + (E_{ав.пальне} + E_{H_2} + E_{біопал.})} \right)_{СУ} \cdot k_{ПЦ}, \quad (2.15)$$

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

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

При $П_{ГТЕСУ} = 1$ – це означає, що ГТЕСУ використовує тільки електричну енергію. У випадку, коли величина показника $П_{ГТЕСУ} \cong 0$, то це означає, що ГТЕСУ 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 ГТЕСУ найбільшу зацікавленість виявляє величина внеску того чи іншого виду енергії у процес отримання електричної енергії (потужності) на валу ПГ під час всього ПЦ ЛА.

2.4 Структура удосконаленого методу визначення характеристик гібридної турбоелектричної силової установки у складі пасажирського літака

На сьогодні більшість підходів до формування параметричного обрису ГТЕСУ у складі ЛА обмежується розрахунками та обґрунтуванням технічних вимог щодо окремих підсистем. Тому рівень впливу параметрів і характеристик одних підсистем на інші не завжди коректно враховується. Внаслідок цього конструктивно-компонувальні варіанти ЛА та його проєктно-технічні рішення відпрацьовуються до етапу льотних випробувань тільки в теоретичному плані, оскільки не всі технічні рішення готові до льотних випробувань. Проте льотно-технічні характеристики ЛА показують не очікувані фактори, які виникають у результаті появи інтегративних властивостей ГТЕСУ (ТГвД, ЕнС, ПГ) і елементів планера ЛА.

На етапах попереднього проєктування виникає завдання прогнозування та моделювання характеристик ГТЕСУ у складі ЛА як складної технічної системи. Необхідна повна оцінка всіх факторів, яка повинна включати технічний, енергетичний, екологічний та економічний модулі окремих підсистем із розвиненою ієрархічною структурою реалізації проєкту відповідно міжнародних стандартів, які представляють рекомендації щодо проведення оцінки безпеки цивільних повітряних суден, систем та обладнання [26, 27]. Вони використовуються під час розгляду питань відповідності вимогам сертифікації. Проведення пошукових досліджень щодо створення (модифікації) ГТЕСУ у складі ЛА передбачає аналіз ТТВ до перспективного зразка ЛА даного типу, а також дослідження його фінансового проєкту та експортних перспектив. Як

відомо, така задача не може бути вирішена на основі будь-якого одного підходу чи методу. Велика кількість факторів, що впливають на властивості ГТЕСУ, спонукає застосувати математичне моделювання з урахуванням:

- експериментальних даних та ретроспективного аналізу даних ЛА;
- евристичного методу;
- математичного моделювання;
- особливостей перебігу робочого процесу в елементах ГТЕСУ;
- розрахунку ПЦ ЛА з ГТЕСУ із моделюванням усіх етапів польоту;
- особливостей протікання ЖЦ двигуна ГТЕСУ та планера ЛА;
- оцінювання технічних та економічних характеристик ЛА з ГТЕСУ.

В основі такого підходу лежить поетапне та системне дослідження параметричного обрису складної системи “ГТЕСУ – планер ЛА”. Вибір варіанта конструктивно-компонувального рішення проєкту ЛА з ГТЕСУ з найкращими характеристиками ЖЦ передбачає особливості науково-методичного характеру, що підкреслюють вагомість та значущість технічних рішень на стадії технічних прогнозів. Із врахуванням складності та комплексності наукового завдання в даній роботі удосконалено та представлено метод обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ у складі пасажирського літака (рис. 2.4). Удосконалений метод базується на новій математичній моделі розрахунку характеристик енергетичної системи ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ, а також математичній моделі розрахунку валових викидів забруднюючих речовин.

Виділені етапи проєктування підсистем літака побудовані за безперервним модульним принципом. Виконання початкових етапів проєктування ЛА з ГТЕСУ є безперервним моніторингом процесу створення об’єкта. Область допустимих значень характеристик літака визначається заданими обмеженнями, наприклад, на максимальну допустиму злітну масу, мінімальні екологічні показники та маса палива, дальність польоту, довжину розбігу та пробігу та ін. Перераховані обмеження відповідають характеристикам як базового літака, так і проєкту.

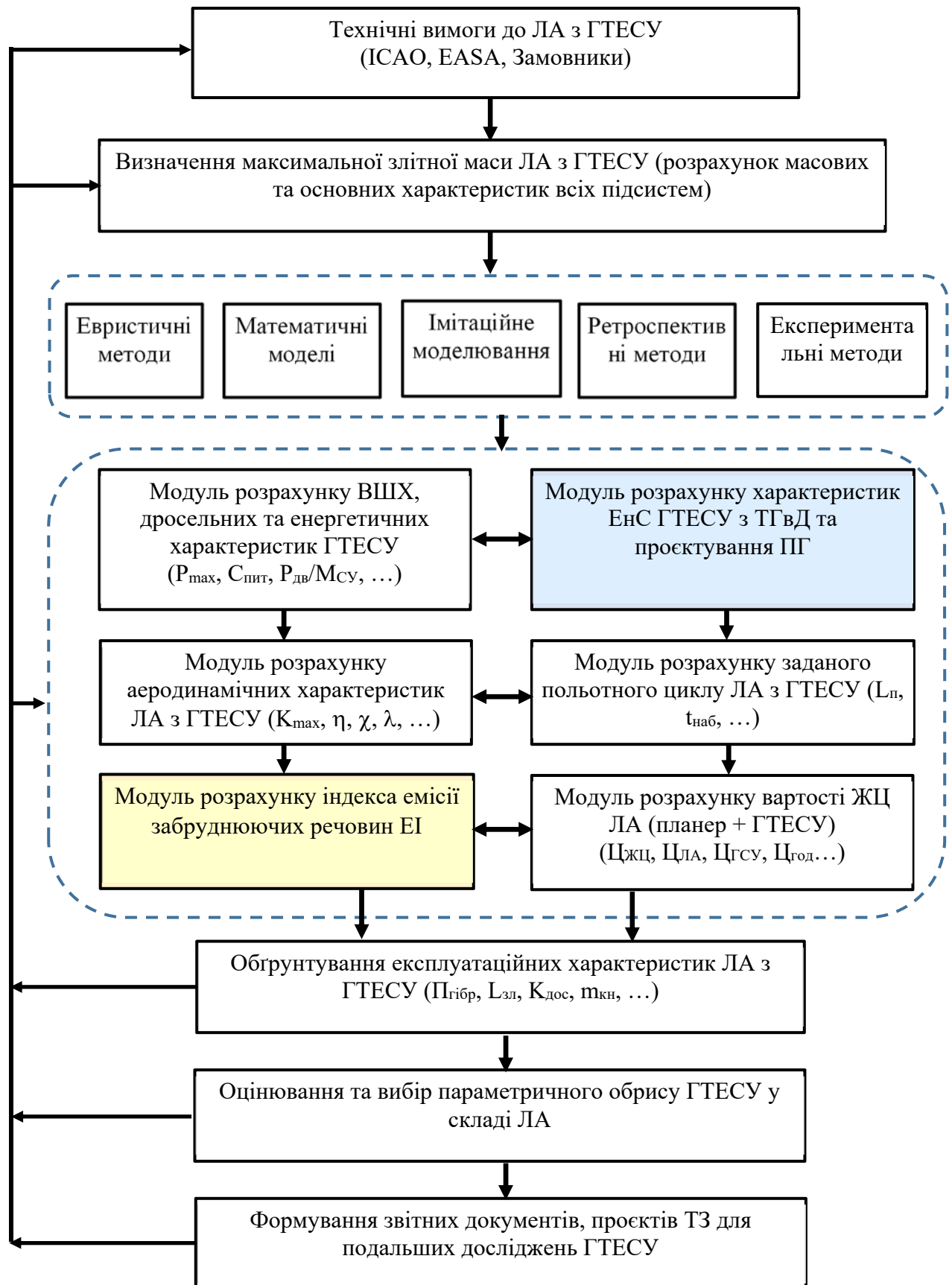


Рисунок 2.4 – Схема удосконаленого методу обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ у складі ЛА

За базовий об'єкт приймається літак, з яким порівнюються усі проєктні варіанти. У свою чергу, значення цільової функції залежить від льотних властивостей та маси цільового навантаження літака. З позиції аналізу системи вищого рівня організації, оптимальним може вважатися такий варіант проєкту, який завдає екстремуму цільової функції розвитку системи при заданих обмеженнях. У разі ресурсних обмежень оптимальним справедливо вважати такий проєкт, який забезпечує максимум екологічної ефективності системи.

Завдання пошуку екстремуму для створюваного проєкту вирішується накладенням обмежень на дистанцію зльоту ЛА з ГТЕСУ для визначеної категорії пасажирського ЛА. Пропонується удосконалений показник, який вказує на рівень досяжності технічних рішень і визначає глобальний оптимум льотних та техніко-економічних характеристик літака в цілому. Цей оптимум забезпечує максимальне використання науково-технічних можливостей, реалізованих у проєктах перспективних літаків.

При дослідженнях приймається, що маса ГТЕСУ зростає зі збільшенням маси двигуна, маса загального обладнання зростає зі збільшенням маси планера порожнього літака всіх проєктних варіантів, маса цільового обладнання зростає зі збільшенням маси цільового навантаження. Кінцевою метою техніко-економічного аналізу проєкту 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 паливної і екологічної 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.

За результатами оцінювання технічних, екологічних та економічних характеристик проєкту ЛА вибирається параметричний обрис ГТЕСУ, а отже, і конструктивно-компонувальні рішення щодо варіанта ЛА при використанні відповідних показників. Для оцінки взаємозв'язку між зміною льотно-технічних характеристик нового (модернізованого) ЛА та зміною екологічних

характеристик ГТЕСУ порівняно з існуючим (базовим) варіантом літака використовується показник гібридизації ГТЕСУ у складі ЛА. З його використанням узгоджується доцільність створення нового чи глибини модернізації варіанта літака з ГТЕСУ. Особливу зацікавленість представляє новий модуль – розрахунок та обґрунтування характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ. Екологічні характеристики оцінюються на основі розрахунку індекса емісії забруднюючих речовин ЕІ.

Враховуючи запропонований єдиний науково-методичний апарат у вигляді вдосконаленого методу обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ, удосконалено модульний програмний комплекс для дослідження параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ у складі пасажирського літака. Окрім цього, удосконалено модульний програмний комплекс для проведення параметричних досліджень ЛТХ і ТЕХ літака на етапах його модернізації (модифікації) чи попереднього проєктування. Модульний комплекс включає такі обчислювальні програмні блоки:

- початкові технічні та економічні дані щодо маршового двигуна СУ та його можливого прототипу;
- початкові дані щодо льотно-технічних та економічних характеристик підсистем ЛА;
- технічні вимоги до ЛА з ГТЕСУ (ICAO, EASA, замовники);
- початкові геометричні дані щодо маршового двигуна з мотогондолою, елементів планера літака;
- визначення структури та розрахунку ЕнС ГТЕСУ з ТГвД та спроектованим ПГ;
- розрахунок індекса емісії забруднюючих речовин ЕІ;
- проєктування ПГ;
- узгодження вагового балансу ЛА;
- розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА;
- розрахунок льотно-технічних, вагових та польотних характеристик ЛА;
- узгодження профілю польоту літака;

- розрахунок ВЖЦ ГТЕСУ та планера літака;
- розрахунок ціни маршового двигуна та допоміжної СУ;
- розрахунок показників економічної ефективності ЛА з ГТЕСУ;
- звітний матеріал щодо дослідження проєкту ЛА з ГТЕСУ.

Всі розрахункові блоки взаємопов'язані між собою і дозволяють проводити дослідження характеристик літаків з дозвуковою швидкістю польоту. В кінці кожного дослідження виконується розрахунок валових викидів із ГТЕСУ.

Початкові проєкти планера літака та теплового двигуна ГТЕСУ або формуються з бази даних, яка побудована на статистичній інформації, або підвантажуються як готовий об'єкт. Після закінчення дослідження проєкту кожен об'єкт формується, структурується та заноситься до бібліотеки об'єктів окремо для планера літака та двигунів: ГТД і ЕД. Модуль вихідних даних щодо планера ЛА, ГТД та ЕД, формується користувачем на основі цільових завдань літака. Тут можуть задаватися і прогностні значення параметрів та характеристик, які мають об'єкти дослідження світових компаній. Великою перевагою даного програмного комплексу є можливість завдання користувачем профілю польоту ЛА. До інтегральної оцінки ЛТХ та ТЕХ проєкту ЛА може бути підключений модуль експертної оцінки, якщо це необхідно для організації.

Розроблений програмний комплекс дозволяє на основі результатів дослідження прогнозувати параметричний обрис ЕнС необхідного ступеню гібридизації ГТЕСУ у складі ЛА для двох випадків:

- а) підсистема розробляється на етапі проведення модернізації або модифікації пасажирського ЛА;
- б) підсистема розробляється на етапі проєктування пасажирського ЛА як нового.

Цей підхід здатний враховувати як послідовно-гібридні, так і паралельно-гібридні системи. Удосконалений метод також застосовний до літаків зі звичайними рушійними установками або повністю електричними рушійними системами. Тому алгоритм може бути інтегрований в існуючі інструменти проєктування або аналізу.

2.5 Методика розрахунку характеристик енергетичної системи гібридної турбоелектричної силової установки з турбогвинтовим двигуном та паливними елементами у складі пасажирського літака

Методика розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ передбачає комплексний процес, спрямований на визначення оптимальних потужностей ГТД, ЕД, ПЕ та ємності накопичувача енергії (АБ) для забезпечення їх взаємодії, необхідних динамічних характеристик при мінімальному споживанні палива. В основі лежить баланс між необхідною потужністю для руху/роботи та можливостями джерел енергії. Методика розрахунку складається з наступних кроків:

1. Визначення початкових даних та вимог до системи. Задаються параметри потужності систем літака, ГТД та ЕД на ділянках профілю польоту. Визначаються цільові показники: витрата палива, запас ходу на електротязі, час заряджання та інші.

2. Розрахунок енергетичних характеристик з визначенням навантаження елементів системи. Розрахунок сумарної потужності, яка потрібна для руху на кожній ділянці польоту.

3. Розрахунок енергетичних показників компонентів системи: ГТД, ЕД, АБ та ПЕ з риформером. Визначення можливого алгоритму керування енергопотоками під час ПЦ.

4. Визначення показника гібридизації ГТЕСУ.

Після визначення характеристик ЕнС ГТЕСУ, дані передаються на інший рівень загальної методики для визначення параметрів польотного циклу, показника гібридизації ГТЕСУ, паливної ефективності ГТД, екологічних характеристик. Для загальної процедури проведення дослідження необхідно розробити математичну модель ЕнС ГТЕСУ. Робочий процес ЕнС моделюється на основі системи диференціальних та алгебраїчних рівнянь, що описують термодинамічну модель, модель акумуляторних батарей, модель ПЕ, модель електричних машин та силової електроніки.

2.5.1 Математична модель визначення характеристик енергетичної системи для схем гібридної турбоелектричної силової установки №1 та №2

Основні значення показників, параметрів та питоми характеристики основних елементів у математичному моделюванні ЕНС були обрані під час технічного огляду відкритих публікацій та запропонованих технічних продуктів [28, 29, 30]. Маса та об'єми досліджуваних підсистем розраховані з використанням питомих параметрів елементів, які прийняті сьогодні та досяжні в найближчі 5 років [31, 32, 33].

Теплову потужність $W_{\text{ПЕ тепл}}$, що виділяється під час роботи ПЕ [34], можна оцінити за такою залежністю:

$$W_{\text{ПЕ тепл}} = P_{\text{ПЕ}}(1 - \eta_{\text{ПЕ}}), \text{ кВт}, \quad (2.17)$$

де $P_{\text{ПЕ}}$ – задана вихідна потужність ПЕ, кВт;

$\eta_{\text{ПЕ}}$ – коефіцієнт корисної дії системи ПЕ, $\eta_{\text{ПЕ}} = 0,65$.

Масу елементів системи охолодження оцінюють за формулою:

$$M_{\text{охол.}} = \frac{P_{\text{ПЕ}}}{P_{\text{СР охол.}}}, \text{ кг}, \quad (2.18)$$

де $P_{\text{СР охол.}}$ – питоми параметр системи охолодження, $P_{\text{СР охол.}} = 5,56 \text{ кВт/кг}$.

Необхідне мінімальне споживання водню для вироблення необхідної кількості електроенергії за рахунок роботи ПЕ визначається за формулою:

$$\dot{m}_{\text{H}_2} = \frac{P_{\text{ПЕ}}}{K_{\text{H}_2} \cdot \eta_{\text{ПЕ}}}, \text{ кг/год}, \quad (2.19)$$

де K_{H_2} – енергетична ємність водню, $K_{\text{H}_2} = 39,45 \text{ кВт·год/кг}$.

Для перетворення водню з рідкого стану в газоподібний та подальшого нагрівання його до 80 °С потрібна така потужність:

$$W_{\text{тепл}} = c_{\text{H}_2} \cdot \dot{m}_{\text{H}_2} \cdot \Delta T + L_{\text{H}_2} \cdot \dot{m}_{\text{H}_2}, \text{ кВт}, \quad (2.20)$$

де c_{H_2} – питома теплоємність газоподібного водню при тиску 10 бар, $c_{\text{H}_2} = 14,3$ кДж/кг·К);

L_{H_2} – питома теплота пароутворення водню, $L_{\text{H}_2} = 446$ кДж/кг;

ΔT – різниця температур, К.

Рівень потужності, який може забезпечити система ПЕ із врахуванням обмеження на максимальне споживання, можливо визначити за формулою:

$$P_{\text{ПЕ}} = K_{\text{E}_{\text{H}_2}} \cdot \dot{m}_{\text{H}_2} \cdot \eta_{\text{ПЕ}}, \text{ кВт}, \quad (2.21)$$

Масову витрату повітря, необхідну для забезпечення заданої вихідної потужності при заданій витраті водню, можливо оцінити за допомогою формул:

$$\text{Mol}_{\text{H}_2} = \frac{\dot{m}_{\text{H}_2}}{M_{\text{H}_2}}, \quad (2.22)$$

$$\text{Mol}_{\text{O}_2} = \frac{\text{Mol}_{\text{H}_2}}{2}, \quad (2.23)$$

$$m_{\text{O}_2} = \text{Mol}_{\text{O}_2} \cdot M_{\text{O}_2} \quad (2.24)$$

$$V_{\text{O}_2} = \frac{m_{\text{O}_2}}{\rho_{\text{O}_2}}, \quad (2.25)$$

$$V_{\text{повітр.}} = \frac{V_{\text{O}_2}}{0,21}, \quad (2.26)$$

$$\dot{m}_{\text{повітр.}} = V_{\text{повітр.}} \cdot \rho_{\text{повітр.}}, \quad (2.27)$$

де Mol_{H_2} – кількість молей водню, що використовується за секунду, моль/с;

M_{H_2} – молярна маса молекули водню, $M_{\text{H}_2} = 2,016$ г/моль;

Mol_{O_2} – необхідне споживання молей кисню для хімічної реакції в ПЕ, моль/с;

m_{O_2} – необхідне споживання кисню, кг/с;

M_{O_2} – молярна маса молекули кисню, $M_{\text{O}_2} = 32$ г/моль;

V_{O_2} – необхідна об'ємна витрата кисню, м³/с;

ρ_{O_2} – густина кисню за нормальних умов, $\rho_{\text{O}_2} = 1,429$ кг/м³;

$V_{\text{повітр.}}$ – необхідна об'ємна витрата повітря, м³/с;

$\dot{m}_{\text{повітр.}}$ – необхідна масова витрата повітря, кг/с;

$\rho_{\text{повітр.}}$ – густина повітря за нормальних умов, $\rho_{\text{повітр.}} = 1,293$ кг/м³.

Витрата води, отримана на виході, оцінюється за формулою (без урахування витоків водню в ПЕ):

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \text{Mol}_{\text{H}_2} \cdot M_{\text{H}_2\text{O}} \quad (2.28)$$

де $M_{\text{H}_2\text{O}}$ – молярна маса молекули води, $M_{\text{H}_2\text{O}} = 18,015$ г/моль.

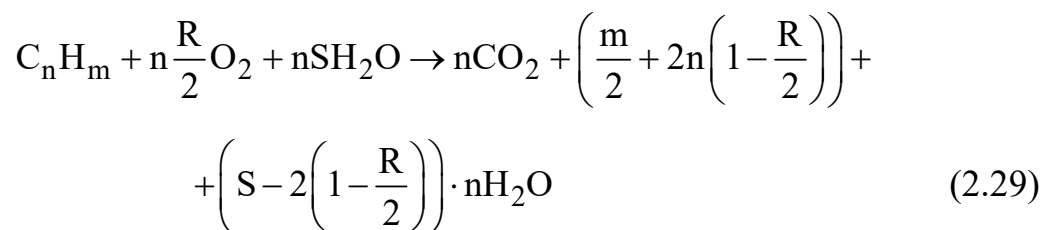
Дослідження твердооксидних ПЕ з крегінг-реактором далі проводиться з використанням технології риформінгу палива [35]. Розроблена методологія дослідження ЕнС враховує фундаментальну хімію, різні режими риформінгу, термодинаміку процесів між підсистемами та питання тепломасообміну.

2.5.2 Математична модель визначення характеристик енергетичної системи для схеми гібридної турбоелектричної силової установки №3

Схема ГТЕСУ №3 передбачає використання твердооксидних ПЕ з крекінг-реактором. Аналіз типів риформінгу (крекінгу) палива [36] показав, що для проведення дослідження енергетичної СУ доцільно застосувати окислювальний паровий (ауто термічний) риформінг (ОПР). Цей процес отримання водню із вуглеводнів комбінує два методи: паровий риформінг та часткове окислення вуглеводнів. У результаті поєднання цих методів покращується ефективність виробництва водню і знижується енерговитратність.

ОПР поєднує використання як водяної пари (у паровому риформінгу), так і кисню або повітря (у частковому окисненні). Під час реакції вуглеводневе паливо, наприклад метан (CH_4), взаємодіє одночасно з парою і киснем, що призводить до вироблення водню (H_2) і чадного газу (CO).

ОПР включає дві реакції, що дає змогу використати тепло, яке виділяється в процесі часткового окислення для підтримки процесу парового риформінгу.

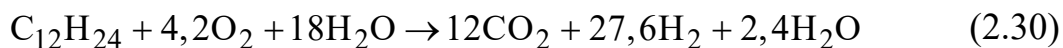


де S – відношення пари до вуглецю (STCR);

R – відношення кисню до вуглецю (OTCR).

Ці два коефіцієнти були встановлені як $\text{STCR}=1,5$ та $\text{OTCR}=0,7$ [37]. Це хімічне рівняння враховує реакцію риформінгу та конверсію водяного пару, а горіння гасу представлене як горіння суміші багатьох компонентів, які присутні в гасі [36].

Рівняння (2.22) та наведені вище коефіцієнти дають наступне рівняння:



З цього рівняння реакції та стехіометрії реакції видно, що на 1 моль гасу ($\text{C}_{12}\text{H}_{24}$) утвориться 27,6 моль водню (H_2).

Аналіз методів риформінгу [38, 39] показує, що ОНР найбільш підходить для риформінгу рідкого вуглеводневого палива. Реакції за участю кисню можуть розщеплювати ароматичні речовини в паливі, а пара може пригнічувати осадження вуглецю під час реакцій риформінгу. Дорогоцінні метали є загальними каталізаторами для ОНР рідкого палива і є більш толерантними до сірки, ніж каталізатори риформінгу на основі нікелю. Однак дорогоцінні метали все ще чутливі до отруєння навіть низькими концентраціями сірчистих сполук, тому для стабільної роботи SOFC ПЕ все одно потрібен сіркоочисник. Дійсно, під час операцій риформінгу, сірка, яка спочатку присутня у вигляді сіркоорганічних сполук, в першу чергу перетворюється на H_2S . Сіркоочисник є одним з ключових факторів у паливному процесі, оскільки він дозволяє усунути сірководень, що міститься в газі риформінгу [39].

Таким чином, для приведеної схеми ЕНС (рис. 2.3) доцільнішим буде застосування крекінг-реактору (риформера) на основі аутотермічної реакції.

2.5.2.1 Визначення конфігурації крекінг-реактору

На основі аналітичних досліджень та реалізованих проєктів парових риформерів, в роботі приймається конструктивно-компонувальна схема риформера, яка запропонована у роботі [40]. Конфігурація крекінг-реактору наведена на рис. 2.5. У даному реакторі хімічні реакції підтримуються біметалічним родій/платиновим каталізатором, нанесеним на покриття $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{CeO}_2$, яке, в свою чергу, нанесене на монолітну кордієритову підкладку. Форсунка розміщена на торцевій поверхні реактору, впорскує холодне рідке паливо (гас) в камеру випаровування палива. Там гас нагрівається, випаровується, а потім змішується з повітрям і перегрітою парою, які є двома

іншими реагентами автотермічного риформінгу. Перегріта пара надходить від каталітичного пальника системи підготовки палива і додатково нагрівається потоком відпрацьованого тепла самого процесу автотермічного риформінгу через внутрішній пароперегрівач, який виконаний у вигляді концентричних оболонок з електричним нагрівальним дротом для запуску. Повітря подається в реактор через пароперегрівач і, додатково, через кільцевий інжектор повітря реактора автотермічного риформінгу.

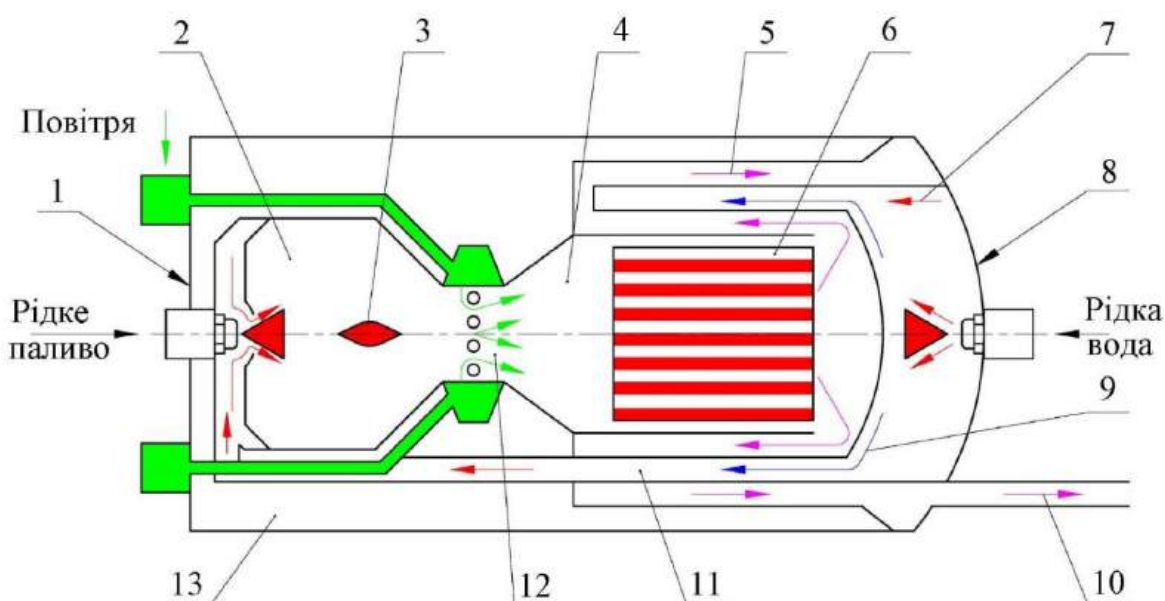


Рисунок 2.5 – Конфігурація крекінг-реактору:

1 – Дно; 2 – Камера випарювання палива; 3 – Парозахисна пастка у формі краплі; 4 – Зона змішування повітря; 5 – Напрямок реформінгу; 6 – Каталізатор; 7 – Пара від каталітичного пальника + повітря на встановленому режимі, холодне повітря під час запуску; 8 – Верх; 9 – Напрямок насиченої пари; 10 – Напрямок реформінгу; 11 – Перегрівач, виконаний у вигляді концентричних оболонок з електричним нагрівальним дротом; 12 – Кільцевий повітряний інжектор; 13 – Перегріта пара/повітря на встановленому режимі, нагріте повітря під час запуску

Конструкція камери випаровування та змішування має значний вплив на роботу установки риформінгу і вимагає дотримання низки критичних вимог:

- випаровування палива повинно бути повним;
- випарене паливо повинно змішуватися з парою та/або окислювачем (повітрям) і подаватися в реформер гомогенно, щоб забезпечити стійке і стабільне виробництво водню;
- швидке і рівномірне перемішування.

Запропонований крекінг-реактор характеризується використанням монолітних каталізаторів для подолання недоліків конфігурації з нерухомим шаром. Конфігурація реакторів з нерухомим шаром досить проста і включає в себе трубу або посудину, заповнену певною кількістю каталізатора. Моноліти – це безперервні структури з чітко визначеною геометрією, що включають численні паралельні однакові канали малого діаметру і використовуються як опори для каталізатора. Залежно від пористості монолітної структури, активні метали можуть бути інтегровані безпосередньо з каналами монолітної основи або розпорошені на осаді - пористому шарі, який осаджується на стінках окремих каналів. Моноліти можуть бути виготовлені з металів або кераміки, наприклад, кордієриту. Останні є більш придатними для використання в якості опорних конструкцій каталізаторів при переробці палива, головним чином, завдяки своїй високій стабільності і цілісності при підвищених температурах. Монолітні каталізатори є кращими з точки зору забезпечення доступу до великих площ поверхні без шкоди від перепаду тиску, який на два-три порядки менший, ніж у нерухомих шарах [37].

2.5.2.2 Визначення питомих параметрів крекінг-реактору

Для оцінки габаритних розмірів крекінг-реактору необхідно оцінити необхідну площу каналів монолітного каталізатора [37], що визначається витратою палива і необхідною швидкістю течії. Окрім цього, оцінюється довжина каналів у каталізаторі, що має забезпечувати ефективну взаємодію каталізатора з паливом і його повний процес риформінгу. Як відомо, швидкість течії газової суміші в каналах має перебувати на рівні 1-10 м/с. Для аналізу

прийmemo швидкість на рівні 5 м/с. На основі хімічного рівняння (2.30) розрахуємо теоретичні потрібні витрати газу, повітря й води для проходження розглянутої реакції крекінгу газу. З рівняння реакції (2.30) видно, що на 1 моль газу ($C_{12}H_{24}$) утвориться 27.6 моль водню (H_2).

Згідно з формулою (2.22), при відомому значенні потрібної витрати водню для роботи SOFC ПЕ із забезпеченням необхідного рівня електрогенерації, визначається кількість молей водню, яка відповідає цій масі.

Кількість газу, необхідного для отримання 16.8 моль водню, визначається:

$$Mol_{C_{12}H_{24}} = \frac{Mol_{H_2}}{27,6}, \text{ моль} \quad (2.31)$$

Масова витрата газу $\dot{m}_{C_{12}H_{24}}$ визначається наступною формулою:

$$\dot{m}_{C_{12}H_{24}} = Mol_{C_{12}H_{24}} \cdot M_{C_{12}H_{24}}, \text{ кг / год}, \quad (2.32)$$

де $M_{C_{12}H_{24}}$ – молярна маса молекули газу, $M_{C_{12}H_{24}} = 16,8$ г/моль.

Щоб знайти необхідну витрату повітря і води для реакції розкладання газу, потрібно розрахувати їхню кількість на основі стехіометрії реакції. З рівняння реакції видно, що на кожен моль газу ($C_{12}H_{24}$) потрібно 4.2 моль кисню (O_2) і 18 моль води (H_2O). Тоді витрата молей води і кисню знаходиться за наступними рівняннями:

$$Mol_{O_2} = Mol_{C_{12}H_{24}} \cdot 4,2, \text{ моль / год}, \quad (2.33)$$

$$Mol_{H_2O} = Mol_{C_{12}H_{24}} \cdot 18, \text{ моль / год}, \quad (2.34)$$

$$\dot{m}_{O_2} = Mol_{O_2} \cdot M_{O_2}, \text{ кг / год}, \quad (2.35)$$

$$V_{O_2} = \frac{\dot{m}_{O_2}}{\rho_{O_2}}, \text{ кг / м}^3, \quad (2.36)$$

$$V_{\text{повітр.}} = \frac{V_{O_2}}{0,21}, \text{ кг / м}^3, \quad (2.37)$$

$$\dot{m}_{\text{повітр.}} = \rho_{\text{повітр.}} \cdot V_{\text{повітр.}}, \text{ кг / год} \quad (2.38)$$

Необхідну витрату води, потрібну для роботи крекінг-реактору можна оцінити за формулою (без урахування витоків водню в ПЕ):

$$\dot{m}_{H_2O} = \text{Mol}_{H_2} \cdot M_{H_2O}, \text{ кг / год} \quad (2.39)$$

Для розрахунку складу суміші на виході з реакції за рівнянням (2.30) необхідно обчислити мольні частки кожного продукту на основі рівняння реакції. З рівняння реакції видно, що на 1 моль гасу ($C_{12}H_{24}$) утворюються такі продукти: 12 моль CO_2 , 27,6 моль H_2 та 2,4 моль H_2O . Отже, після визначення загальної кількості молей продуктів реакції визначаються мольні частки компонентів на виході. Для обчислення мольної частки кожного компоненту необхідно знайти відношення мольної долі i -го компонента до загальної кількості моль суміші:

$$y_i = \frac{n_i}{n_{\Sigma}}, \% \quad (2.40)$$

де n_i – мольна доля i -го компонента суміші продуктів реакції, моль;

n_{Σ} – загальна кількість молів суміші, моль.

Отримані дані щодо ефективності риформінгу палива підтверджуються літературним оглядом робіт [39, 41, 42].

При відомих значеннях масової витрати компонентів на вході, сумарної масової витрати, а також складу і кількості мольних часток компонентів на виході, можливо визначити середню молекулярну масу суміші компонентів.

$$M_{\text{суміш}} = \sum y_i \cdot M_i, \quad (2.41)$$

де $M_{\text{суміш}}$ – середня молекулярна маса суміші, г/моль;

y_i – мольна частка кожного компоненту суміші продуктів реакції, %;

M_i – молярна маса компонента суміші, г/моль.

Об'єм одного моля суміші визначається з рівняння ідеального газу при відомих значеннях робочої температури і тиску в крекінг-реакторі та ПЕ. Густина суміші газів визначається із відомих значень молекулярної маси і молярного об'єму. На основі результатів загальної витрати компонентів на вході в систему і густини суміші на виході із системи можливо знайти об'ємну витрату газової суміші.

Необхідна площа каналів крекінг-реактора визначається за формулою:

$$S_{\text{канал}} = \frac{V_{\text{витр.суміш}}}{\vartheta_{\text{суміш}}}, \text{ м}^2 \quad (2.42)$$

де $V_{\text{витр.суміш}}$ – об'ємна витрата газової суміші, м³/с;

$\vartheta_{\text{суміш}}$ – прийнята швидкість газової суміші в каналах монолітного каталізатора, $\vartheta_{\text{суміш}} = 5$ м/с.

Якщо прийняти, що непрохідна площа монолітного каталізатора (площа перегородок) становить до 15% від площі каналів, то діаметр такого монолітного каталізатора становитиме не більше ніж 0,3 м.

Теплова ефективність крекінг-реактора [43] може бути оцінена за такою формулою:

$$T_{\text{еф}} = \frac{m_{\text{H}_2} \cdot K_{\text{H}_2}}{m_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} \cdot K_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}}}, \quad \% \quad (2.43)$$

де K_{H_2} – енергоємність водню, $K_{\text{H}_2} = 120$ МДж/кг;

$K_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}}$ – енергоємність гасу, $K_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} = 43$ МДж/кг.

Витрати тепла на нагрівання і випарування гасу та нагрівання повітря на вході в крекінг-реактор можна оцінити за наступними формулами:

$$W_{\text{нагрів. C}_{12}\text{H}_{24}} = C_{\text{C}_{12}\text{H}_{24} \text{ рід.}} \cdot \dot{m}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} \cdot \Delta T_1 + \\ + L_{\text{пар.}} \cdot \dot{m}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} + C_{\text{C}_{12}\text{H}_{24} \text{ газ.}} \cdot \dot{m}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} \cdot \Delta T_2 \quad (2.44)$$

де $W_{\text{нагрів. C}_{12}\text{H}_{24}}$ – витрата тепла на нагрівання і випаровування гасу, кДж/кг;

$C_{\text{C}_{12}\text{H}_{24} \text{ рід.}}$ – питома теплоємність рідкого гасу, кДж/кг·К;

$C_{\text{C}_{12}\text{H}_{24} \text{ газ.}}$ – питома теплоємність газоподібного гасу, кДж/кг·К;

$\dot{m}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}}$ – масова витрата гасу, кг/с;

ΔT_1 – різниця температур між початковою температурою, прийнятою за 20 °С, та температурою пароутворення гасу, К;

ΔT_2 – різниця температур між температурою пароутворення та робочою температурою крекінг-реактора, К;

$L_{\text{пар.}}$ – питома теплота пароутворення гасу (кДж/кг);

$$W_{\text{нагрів. повітр.}} = c_{\text{повітр.}} \cdot \dot{m}_{\text{повітр.}} \cdot \Delta T_3 \quad (2.45)$$

де $W_{\text{нагрів. повітр.}}$ – витрата тепла на нагрівання повітря, кДж/кг;

$c_{\text{повітр.}}$ – питома теплоємність повітря, кДж/кг·К;

$\dot{m}_{\text{повітр.}}$ – масова витрата повітря, кг/с;

ΔT_3 – різниця температур між початковою й робочою температурою реактор-конвертора, К.

2.6 Математична модель робочого процесу турбогвинтового двигуна

Авіаційна СУ є складною динамічною системою. Основним динамічним елементом СУ є ГТД. Тому залежно від розв'язуваної задачі зазвичай використовуються математичні моделі ГТД різної складності [44, 45]. Значимість математичних моделей ГТД визначається об'єктивними факторами, основними з яких є валідація моделей на основі натурних випробувань у всіх умовах експлуатації та створення високоточних і швидкодіючих математичних моделей двигунів. У цій роботі застосовується повузлова математична модель СУ, яка будується на робочому процесі авіаційного ТГВД [46, 47, 48, 49], із застосуванням бази статичних показників вузлів і дозволяє широко використовувати експериментальні дані. Застосування основних рівнянь газової динаміки у нестационарній формі дає можливість враховувати динамічні властивості газових трактів у двигуні та розширити частотний діапазон застосування моделі (наприклад, при розрахунку теплообміну при впорскуванні води або водневої суміші в камеру згоряння). Це дозволяє вирішити основні рівняння без використання ітераційних методів, що значно скорочує час розрахунку перехідних процесів у двигуні. Усталені режими у такій моделі реалізуються шляхом встановлення.

ММ ТГВД розроблена на основі загального підходу до вирішення системи основних рівнянь [50], що описують газодинамічні, термодинамічні та фізичні зв'язки в ГТД. Система основних рівнянь руху газу містить у собі [51, 52]:

- рівняння нерозривності;
- рівняння збереження енергії;

- рівняння першого закону термодинаміки стосовно потоку газу;
- узагальнене рівняння Бернуллі;
- рівняння Ейлера про кількість руху;
- рівняння Ейлера про момент кількості руху.

Систему рівнянь обрано, виходячи з необхідності забезпечити умови [53, 54]:

- термодинамічну узгодженість вузлів і елементів двигуна;
- незмінність геометричних параметрів двигуна;
- збереження фізичних і газодинамічних зв'язків між вузлами та елементами двигуна;
- виконання рівняння нерозривності витрати робочого тіла за всіма вузлами та елементами двигуна;
- підтримання заданих параметрів регулювання.

Для розрахунку ТГвД прийнята конструктивна схема, яка зображена на рис. 2.6.

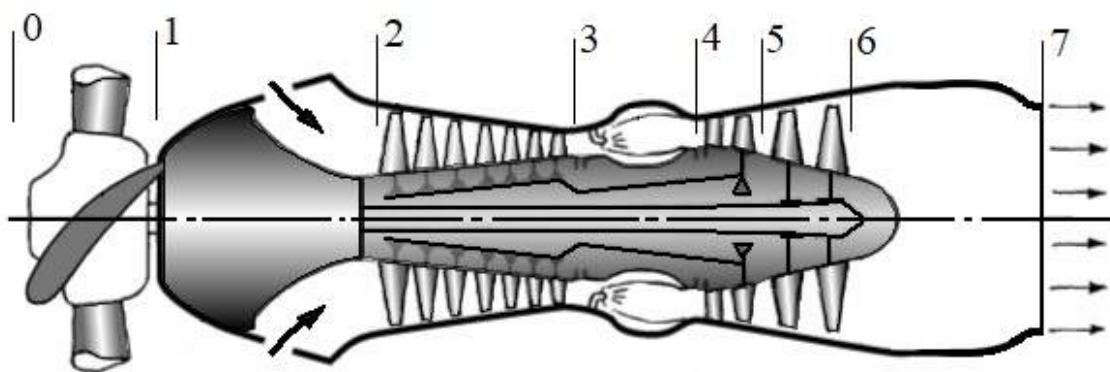


Рисунок 2.6 – Основні перерізи ТГвД:

- 0 – атмосферні умови; 1 – вхід до двигуна; 2 – вихід із повітрязабірника та вхід у компресор; 3 – вихід із компресора та вхід до КЗ;
- 4 – вихід із КЗ та вхід до соплового апарату (СА) турбіни газогенератора (ТГ); 5 - вихід із ТГ і вхід до вільної турбіни (ВТ); 6 – вихід із ВТ і вхід до затурбінного каналу (ЗТК); 6 – вихід із ЗТК і вхід до сопла; 7 – вихід (зріз) реактивного сопла (РС)

Система рівнянь зв'язків (нев'язок) становить вісім рівнянь, які відображають:

- рівність частот обертання та потужностей компресора й турбіни компресора;
- підтримання параметрів регулювання (частота обертання та потужність на валу вільної турбіни);
- рівняння нерозривності потоку всіма елементами двигуна в різних формах (безпосередня - вхідний пристрій - компресор, параметрична - через коефіцієнт приведеної витрати в турбіні газогенератора та вільній турбіні, і геометрична - площа на виході з сопла двигуна).

Відповідно 8 незалежних змінних – це характеристики вузлів двигуна: двовимірні (витрата повітря у вхідному пристрої та ступінь підігріву в камері згоряння) і тривимірні (приведені витрата і частота обертання компресора, ступінь зниження тиску та коефіцієнт приведеної частоти обертання турбіни газогенератора і вільної турбіни). Застосовуваний для розв'язання системи рівнянь математичний метод Ньютона-Рафсона [55] дає змогу, використовуючи впливи (часткові похідні) незалежних змінних на значення невязок, знайти значення незалежних змінних, які приводять невязки до близьконульових значень із заданою точністю.

Методика термодинамічного розрахунку складена з урахуванням залежності від температури термодинамічних властивостей повітря і продуктів згоряння з надлишком повітря, але без урахування дисоціації молекул. Зміна теплофізичних властивостей робочого тіла враховується залежно від його складу і температури. Для заданого палива склад газу залежить тільки від коефіцієнта надлишку повітря [56]. Замість нього в ММ використовується відносна витрата палива q_p . Величини ентальпії i^* , ентропії газу S^* , газової сталої R і показника адіабати k задані у вигляді поліноміальних залежностей для середньої температури процесу T^* [57, 58]:

Статичні параметри потоку повітря на заданій висоті (P_0 та T_0) визначаються згідно зі стандартною атмосферою [59], математична модель якої

включена в програму розрахунку. Параметри потоку на вході в двигун залежать від атмосферних умов, висоти і швидкості польоту.

Загальні газодинамічні параметри ТГвД, тяга двигуна P_{Σ} , тяга ПГ $P_{ПГ}$, реактивна тяга двигуна P , тягова потужність ПГ $N_{ПГ}$, загальна тягова потужність ТГвД у польоті, еквівалентна потужність $N_{екв}$, питома потужність $N_{е\text{ пит}}$, питома еквівалентна витрата палива C_e , питома еквівалентна потужність $N_{екв\text{ пит}}$, питому еквівалентну витрату палива $C_{екв}$ розраховуються відповідно методик у роботах [51, 54, 60].

Як відомо, робочий процес ТГвД пов'язаний з роботою повітряного гвинта (ПГ), а параметри ПГ визначають аеродинаміку літака. Знання характеристик ПГ критично важливе для безпеки польоту, паливної та екологічної ефективності та льотних якостей літака. Інтеграція ПГ та планера пасажирського літака описується в рамках міждисциплінарного розділу «двигун - гвинт - планер». Процес включає детальне моделювання взаємного впливу потоку, що набігає, аеродинамічних сил, статичної стійкості і акустики. Оптиміальне узгодження характеристик гвинта з оборотами двигуна забезпечує мінімальну витрату палива на кілометр шляху. Для подальшого моделювання польотних характеристик необхідно знати раціональні характеристики ПГ. Тому до математичного моделювання характеристик елементів двигуна доданий блок математичного моделювання аеродинамічних характеристик ПГ. Для розрахунку аеродинамічних характеристик ПГ з фіксованим і змінним кроком використовується, як основа, теорія вихорів [61]. На основі моделі аеродинамічного профілю, що враховує вплив чисел Маха та Рейнольдса на аеродинамічні характеристики ПГ, було розроблено ММ робочого процесу ПГ зі змінним кроком. Ця перевага розробленої моделі аеродинамічного профілю дозволила спроектувати та випробувати дозвуковий ПГ під час роботи на землі та в польоті на великій висоті.

Для подальшого дослідження використовувалися такі методи: ретроспективний метод, теорія вихрових потоків ПГ [62] та метод дискретних вихорів [63]. Модель нев'язкої течії, що базується на рівняннях збереження маси,

імпульсу та енергії, можна отримати з моделі в'язкої течії, знехтувавши членами, в яких присутня в'язкість. Розглядається задача нероздільного обтікання ПГ дозвуковим нестисливим потоком нев'язкої рідини. Потік вважається безвихровим скрізь, за винятком поверхні об'єкта та області вихору.

Загальна методика проектування лопаті базується на послідовному розрахунку параметрів і характеристик лопаті відповідно до підходів, викладених у роботах [64, 65, 66, 67].

Методика проектування лопаті включає 4 основні етапи:

1 етап. Проектний розрахунок прямої лопаті. Виконуються всі розрахункові процеси:

- введення початкових даних;
- проектний розрахунок оптимальної лопаті;
- наближений розрахунок міцності;
- виправлення недостатньо міцної комлевої частини лопаті;
- зміна (за необхідності) крутки комлевої частини лопаті;
- перевірочний аеродинамічний розрахунок у заданій точці (розрахунок ПГ фіксованого кроку);
- перевірочний аеродинамічний розрахунок ПГ змінного кроку (серійна діаграма ПГ);
- побудова 3-D моделі спроектованої лопаті.

2-й етап. Вихідними даними для розрахунку шаблеподібної лопаті є результати розрахунку прямої лопаті, а саме – дані з 3-D моделі спроектованої прямої лопаті та набору чисел Маха, отриманих у проектному розрахунку.

За розрахованими критичними числами Маха перерізів лопаті визначається відгин зовнішньої частини лопаті. Відгин може визначатися за допомогою можливостей редактора лопаті програмного комплексу. Оскільки такий відгин збільшує моменти від відцентрових сил, то це компенсується відгином внутрішньої частини лопаті. Іншими словами, зовнішня частина будується з умов аеродинаміки, внутрішня – з умов міцності. Отримані дані є основою для побудови стандартного креслення лопаті.

Необхідно знову переконатися в достатній міцності задньої кромки, при необхідності вносяться корективи у відгини зовнішньої та внутрішньої частин. Після цього здійснюється перехід до перевірного аеродинамічного розрахунку (побудова серійної діаграми ПГ).

3-й етап. Проводиться перевірочний аеродинамічний розрахунок для отримання серійної діаграми ПГ. При цьому розрахунок характеристик профілів проводиться з урахуванням стисливості, товщини та кривизни профілю.

4-й етап. Після перевірного розрахунку реалізується програма управління (закон управління).

Слід зазначити, що отримані дані щодо характеристик ПГ вимагатимуть застосування принципів засад теорії прийняття рішень, коли допустимі рішення оцінюються одночасно за кількома показниками (критеріями). Багатокритеріальність є невід'ємною рисою більшості реальних задач щодо вибору характеристик ПГ і вимагає спеціальних методів аналізу. Тут доцільно застосувати відомий принцип Еджворта–Парето, згідно з яким найкращі технічні рішення слід обирати серед парето-оптимальних рішень.

Кількість лопатей ПГ обирається, як правило, для того, щоб максимальна хорда не перевищувала 5...15 % від діаметра проєктованого ПГ, оскільки розширення лопаті призводить до зниження аеродинамічних характеристик усього гвинта. Іноді використовують рекомендацію Келдиша [68] і кількість лопатей вибирають за значенням коефіцієнта покриття ПГ σ .

При підборі перерізів необхідно виходити одночасно з умов аеродинаміки обтікання лопаті та умов її міцності. Можливо, що обрані перерізи надмірно товсті, і можна було б без шкоди для міцності зробити їх тоншими, що поліпшило б їх аеродинамічну якість K . Або ж, навпаки, обрані перерізи занадто тонкі, і тоді такий гвинт під час роботи зламається. Тут досліднику необхідно застосовувати компромісне рішення. Якщо процедура згладжування лопаті поліномами суттєво змінює форму та кути нахилу кінцевих перерізів лопаті, то рекомендується повторно провести перевірочні розрахунки «згладженого» гвинта.

В рамках дисертаційних досліджень проведено моделювання характеристик ПГ для ТГВД AI-450-C2 (пасажирський літак типорозміру L-410UVP), ТГВД ТВ3-117ВМА-СБМ1 (пасажирський літак типорозміру Ан-140), проєкту ТГВД AI-6500 (пасажирський літак типорозміру Ан-158). Для проведення розрахункових та порівняльних досліджень характеристик ПГ у роботі використовувалися дані з дослідження [69] для двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1 з ПГ АВ-140. Перевірочний розрахунок характеристик ПГ АВ-140 дозволяє зробити висновок про добру збіжність результатів розрахунків на розрахункових режимах роботи ПГ з відомими експериментальними даними (розбіжність за режимами роботи склала менше 5%). Найгірша збіжність розрахункових та експериментальних даних на нерозрахункових режимах роботи ПГ (менше 10%). Це пояснюється прийнятими при перевірочному розрахунку припущеннями, неврахуванням місцевих кутів стріловидності перерізів лопатей.

На основі розробленої методики в АТ «Івченко-Прогрес» був проведений ряд НДДКР по створенню лопаті і ПГ AI-P500V5. Результати досліджень викладені в роботі [70], отримана апробація результатів наукових досліджень [71], отримані авторські свідоцтва України на промисловий зразок [72, 73] і патент на корисну модель [74].

2.7. Математична модель польоту пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою

У процесі формування параметричного обрису ГТЕСУ ЛА необхідно проводити математичне моделювання характеристик робочого процесу декількох підсистем. В узагальненому вигляді математична задача пошуку оптимальних значень параметричного обрису СУ поставлена як завдання багатокритеріальної дискретної оптимізації [75, 76]. Нині щодо оптимізації існує досить розроблений математичний апарат [77, 78]. Підходи до розв'язання задач

оптимізації характеристик СУ характеризуються стратегією пошуку оптимального (мінімуму чи максимуму) значення цільової функції.

Важливо підкреслити, що для кожного параметра і характеристики СУ у складі ЛА встановлюється діапазон зміни величини, виходячи з технічних вимог до підсистем. Однак рішення задачі пошуку оптимальної цільової функції не завжди призводить до успіху через значну розмірність вектора конструктивних параметрів та жорстких обмежень. Тому дуже важливим є раціональний вибір системи цільових функцій, параметрів проєкту та обмежень. Ця обставина пов'язана з тим, що параметрична форма СУ ЛА є результатом компромісного вирішення проєктних завдань.

Для моделювання польотного циклу ЛА у спрощеній формі використовується система диференціальних рівнянь руху центру мас літака у формі проєкцій сил на осі траєкторної системи координат [79, 80]. Розрахункова траєкторія руху ЛА складається з окремих ділянок, кожна з яких імітує якийсь етап польоту: рулювання, зліт, набір висоти, крейсерський політ та інші. Для кожної ділянки визначається форма траєкторії (прямолінійна, віраж, похила траєкторія), час польоту, закон зміни висоти H_n і числа M_n польоту. У межах кожної ділянки траєкторії польоту розраховуються польотні характеристики літака. Ділянки траєкторії мають початкові та кінцеві значення параметрів та характеристик, які є визначальними для даної ділянки польоту.

Математична модель польоту ЛА доповнюється окремими рівняннями інженерно-штурманського розрахунку визначення польотних характеристик на кожній ділянці траєкторії польоту. Розрахунок аеродинамічних характеристик елементів планера ЛА різних конструктивно-компонувальних схем проводиться за методиками та рекомендаціями, які представлені у відомих роботах [81, 82, 83].

У систему рівнянь входять як основні польотні дані літака, так і інтегральні параметри СУ – тяга P , питома витрата палива $c_{\text{пит}}$, індекс емісії забруднюючих речовин, які також розраховуються для кожної ділянки польоту. При цьому

інтегральні системи управління забезпечують одночасний вибір раціональних режимів роботи СУ та польоту літака у різних умовах.

2.8. Методика визначення валових викидів з гібридної турбоелектричної силової установки

Методика розрахунку валових викидів із ЛА включає визначення масової витрати ЗР на вході та виході з підсистем (зазвичай, двигуна) та час роботи цих підсистем у певному режимі. Точні розрахунки валових викидів ЗР із ЛА потребують знання спеціальних даних для кожного типу ЛА та двигунів, які містять параметри експериментальних і лабораторних вимірювань.

У вихлопних газах ТГВД та ТРДД є відносно нейтральні компоненти: вуглекислий газ, пари води, азот та деякі інші природні складові атмосферного повітря. У той же час при згорянні гасу в ГТД в атмосферу надходять у порівняно великій кількості різноманітні шкідливі речовини. До них відносяться – окис вуглецю CO (чадний газ), різні вуглеводні C_nH_m (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , толуол $C_6H_5CH_3$ та інші), а також оксиди азоту (в основному NO_2 і NO) та оксиди сірки (SO_2).

Найбільший інтерес з екологічної точки зору представляє емісія ГТД окису вуглецю CO, вуглеводнів C_nH_m , сажі, оксидів азоту NO_x та сірчистого газу SO_2 . Значення індексу емісії EI, як правило, суттєво різне для різних ЗР, що містяться у вихлопних газах ГТД. На величину EI кожної ЗР може впливати ціла низка факторів: хімічний склад (якість) палива, конструкція ГТД, спосіб формування паливо-повітряної суміші, режим роботи ГТД. При цьому суттєво, що ці фактори по-різному впливають на EI різних ЗР [84, 85].

З метою єдиного підходу до нормування викидів ЗР, ІКАО було введено поняття стандартного злітно-посадкового циклу (ЗПЦ), який включає всі операції ЛА з моменту запуску двигунів до набору висоти 915 метрів, а також з моменту заходу на посадку з висоти 915 метрів до зупинки двигуна після посадки літака [24]. Основні параметри ЗПЦ наведено у таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 – Параметри злітно-посадкового циклу ІСАО

Етап	Відносна тяга двигуна, %	Тривалість етапу, хв
Холостий хід та рулювання перед зльотом (режим “Земний малий газ”)	0,07	15
Зліт	1	0,7
Набір висоти до 915 м	0,85	2,2
Заход на посадку з висоти 915 м	0,3	4
Холостий хід та рулювання після посадки (режим “Земний малий газ”)	0,07	7

Значення відносної тяги двигунів на етапах ПЦ (режимах роботи) є середньостатистичними для світового парку ЛА цивільної авіації, а значення тривалості етапів ЗПЦ орієнтовані на великі міжнародні аеропорти. В даній роботі ЗПЦ деталізований для досліджень по етапам і наведений в додатку Д.

При оцінюванні забруднення навколишнього середовища вихлопними газами від повітряних суден, перш за все, розраховується сумарна кількість кожної ЗР, яка надходить в атмосферу при виконанні одним літаком всього ЗПЦ. Ця величина M дорівнює:

$$M = \sum_i M_j, \text{ кг}, \quad (2.46)$$

де M_j - маса аналізованої ЗР, яка надходить в атмосферу на i -ому етапі ЗПЦ, кг.

Контрольний параметр емісії $M_j/R_{зл}$, визначений ІСАО для ЗПЦ, може бути використаний для інших етапів польоту. При відомих значеннях індексу емісії та часу роботи одного двигуна, можливо обчислити масу викидів ЗР даного типу. Зокрема, для ЗПЦ:

$$M_j = n \cdot \sum_i EI_{ji} \cdot G_{\text{пал } i} \cdot \tau_i, \text{ кг}, \quad (2.47)$$

де n – кількість двигунів на літаку;

$G_{\text{пал } i}$ – витрата палива, кг/с;

τ_i – час роботи двигуна на i -ому етапі стандартного циклу, сек.

Величина $G_{\text{пал } i}$ визначається з використанням дросельних характеристик двигуна:

$$G_{\text{пал } i} = \frac{C_{\text{пит } i} \cdot R_i}{3600}, \text{ кг/год}. \quad (2.48)$$

Якщо розділимо обидві частини виразу для M_j на $R_{\text{зл}}$, то отримаємо співвідношення для контрольного параметра емісії:

$$\frac{M_j}{R_{\text{зл}}} = \frac{1}{3600} \sum_i EI_{ji} \cdot C_{\text{пит } i} \cdot \bar{R}_i \cdot \tau_i, \quad (2.49)$$

де $C_{\text{пит } i}$ – питома витрата палива на i -ому етапі ЗПЦ;

$$\bar{R}_i = \frac{R_i}{R_{\text{зл}}} - \text{відносна тяга на } i\text{-ому етапі ЗПЦ.}$$

Вираз дозволяє врахувати зміну параметрів емісії в експлуатації двигуна, оскільки зі збільшенням напруження двигуна відбувається погіршення ККД його вузлів, що в результаті призводить до збільшення питомої витрати палива. Проте відомо, що емісійні властивості двигуна залежать від зовнішніх умов. Нормами ІКАО передбачено облік відхилень фактичної температури та тиску зовнішнього повітря на вході в двигун від стандартних атмосферних умов на рівні моря. При розрахунку індексів емісії ЗР на всіх режимах роботи двигуна протягом ЗПЦ вносяться відповідні поправки за допомогою коефіцієнта K_j [24]:

$$EI_{j\text{ пр}} = K_j EI_j, \quad (2.50)$$

де $EI_{j\text{ пр}}$ – приведений індекс емісії j -ої ЗР;

K_j – коефіцієнт приведення j -ої ЗР до САУ.

Загальний вираз для K_j запишеться:

$$K_j = \left(\frac{p_{k\text{ САУ}}}{p_k} \right)^a \cdot \left(\frac{g_{\text{пал САУ}}}{g_{\text{пал}}} \right)^b \cdot \text{EXP} \left(\frac{|T_{k\text{ САУ}} - T_k|}{C} \right) \cdot \text{EXP} (d \cdot |h - 0,00634|), \quad (2.51)$$

де $p_{k\text{ САУ}}$, $T_{k\text{ САУ}}$, $g_{\text{пал САУ}}$ – відповідно тиск, температура та відносна витрата палива в камері згоряння ГТД при САУ;

p_k , T_k , $g_{\text{пал}}$ – аналогічні параметри, що відповідають конкретним атмосферним умовам,

h – вологість навколишнього повітря,

a , b , c , d – розрахункові постійні, які є різними для кожного забруднювача і кожного типу двигуна.

Із врахуванням типових технічних вимог ІКАО до авіаційного палива, після перетворення відомих рівнянь хімічних реакцій можливо визначити кількість конкретних продуктів повного згоряння залежно від маси витраченого палива: $\text{CO}_2 \text{ (кг)} = 3,12 M_{\text{пал}} \text{ (кг)}$, $\text{H}_2\text{O (кг)} = 1,35 M_{\text{пал}} \text{ (кг)}$, $\text{SO}_2 \text{ (кг)} = 0,005 M_{\text{пал}} \text{ (кг)}$.

Наведені значення при оцінюванні маси викидів ЗР є максимальними, оскільки відповідають повному згорянню палива. Їхня похибка при існуючих значеннях повноти згоряння палива не перевищує 2%. Зазначимо, що для більш точного оцінювання питомих показників викидів можливо скористатися результатами доповідей САЕР, наприклад [86].

При проведенні оцінювання маси викидів ЗР у польоті без урахування етапів ЗПЦ необхідно відзначити експериментальні результати та висновки робіт [87, 88], згідно з якими масові частки викидів ЗР становлять:

- оксиди азоту NO_x - 84,0 %;
- окис вуглецю - 11,8 %;
- вуглеводні HC - 4,0 %;
- тверді частки (сажа) - 0,2 %.

Враховуючи те, що частка оксидів азоту набагато перевищує частки інших викидів, під час польоту на висотах більше 1000 м, то допускається розраховувати тільки викиди NO_x . Значення індексу емісії NO_x (г/кг) на основній ділянці польоту розраховують за формулою:

$$(EI_{\text{NO}_x})_H = (EI_{\text{NO}_x})_0 \cdot \left(\frac{p_{\text{крH}}}{p_{\text{кр0}}} \right)^{0,4} \cdot \text{EXP}(19 \cdot (h_0 - h_H)), \quad (2.52)$$

де h_0 – вологість сухого повітря, приймається $h_0 = 0,00634$ кг води/кг сухого повітря. Індекс “Н” відповідає параметрам на відповідній висоті польоту ЛА.

Розрахунок величини індексів емісії для ТГВД можливо визначити із рівнянь:

$$EI_{\text{HC}} = \sum_{i=0}^3 k \cdot \text{HC}_i \cdot \Omega^i, \quad (2.53)$$

$$EI_{\text{CO}} = \sum_{i=0}^3 k \cdot \text{CO}_i \cdot \Omega^i, \quad (2.54)$$

$$EI_{\text{NO}_x} = \frac{A_{\text{NO}_x} \cdot 3,7 \times 10^{11} \cdot e^{-\frac{45000}{T_{\Gamma}^*}} \cdot \sqrt{\frac{9,80665 \cdot P_{\text{к}}^*}{100 \cdot T_{\Gamma}^*}} \cdot V_{\text{жт}} \cdot P_{\text{к}}^* \cdot 10^8}{29,27 \cdot T_{\text{к}}^* \cdot G_{\text{пов жт}}}, \quad (2.55)$$

де EI_{HC} – індекс емісії HC , г/кг·пал; EI_{CO} – індекс емісії CO , г/кг·пал; EI_{NO_x} – індекс емісії NO_x , г/кг·пал;

k_{HC} , k_{CO} , A_{NO_x} – параметри, які визначаються на стенді для кожного режиму роботи двигуна;

$$\Omega = \frac{G_{\text{пов жт}}}{V_{\text{жт}} \cdot P_K^* \cdot 1.8 \cdot e^{\frac{T_K^*}{300}}} - \text{критерій форсування КЗ, } \frac{\text{кг/с}}{\text{м}^3 \cdot \text{кгс/см}^2 \cdot e^{K/300}} ;$$

$G_{\text{пов жт}}$ – витрата повітря через КЗ, кг/с;

$G_{\text{пал пр}}$ – витрата палива при $H=0$ м; $M=0$; $t_H^* = +15$ °С, кг/год;

P_K^* – повний тиск на вході до КЗ, кгс/см²;

T_Γ^* – повна температура стехіометричного газу на виході з КЗ, К;

T_K^* – повна температура на вході до КЗ, К;

$V_{\text{жт}}$ – об'єм ЖТ, м³;

τ – час роботи на режимі, хв.

При нормуванні викидів згідно з ІСАО визначаються параметри емісії для кожного компонента:

$$П_{\text{НС}} = \frac{1}{R_{\text{в } 100}} \sum_j \frac{EI_{\text{НС}j} \cdot G_{\text{пал пр}j} \cdot \tau_j}{60} - \text{параметр емісії НС, г/кН}; \quad (2.56)$$

$$П_{\text{СО}} = \frac{1}{R_{\text{в } 100}} \sum_j \frac{EI_{\text{СО}j} \cdot G_{\text{пал пр}j} \cdot \tau_j}{60} - \text{параметр емісії СО, г/кН}; \quad (2.57)$$

$$П_{\text{NO}_x} = \frac{1}{R_{\text{в } 100}} \sum_j \frac{EI_{\text{NO}_xj} \cdot G_{\text{пал пр}j} \cdot \tau_j}{60} - \text{параметр емісії NO}_x, \text{ г/кН}, \quad (2.58)$$

де $R_{\text{в } 100}$ – еквівалентна тяга гвинта на режимі “Зліт” при $H=0$ м, $M=0$, $t_H^* = +15$ °С, кН;

τ - час етапів польотного циклу;

j – номер режиму.

Значення EI_{Xj} обчислюються за наведеними вище залежностями.

Параметри $G_{\text{пов жт}j}$, P_{Kj}^* , T_{Kj}^* , $T_{\Gamma j}^*$ і $G_{\text{пал пр}j}$ для розрахунку визначаються для режимів, що відповідають j -й тязі: при $H = 0$ м, $M = 0$, $t_H = +15$ °С

$$R_B = \{0,07 \cdot R_{B100}; 0,30 \cdot R_{B100}; 0,85 \cdot R_{B100}; R_{B100}\} \quad (2.59)$$

Розрахунок індексу емісії (EI) для ГТЕСУ пасажирського літака ускладнюється суміщенням роботи традиційного ТГВД та електричних систем. Визначені основні проблемні питання, пов'язані з такими факторами:

1. *Змінні режими роботи.* На відміну від класичного ГТД, що працює по стабільному циклу, ГТЕСУ оптимізується для зниження витрати палива шляхом перерозподілу потужності.

2. *Відсутність стандартизованих методик.* Традиційні бази даних сертифікованих двигунів (ICAO) побудовані на основі спалювання лише авіаційного гасу. Для ГСУ застосовують унікальні термодинамічні цикли, а застосування систем багатодисциплінарної оптимізації (MDO) вимагає адаптації під комбіновані системи.

3. *Облік викидів при генерації електроенергії у польоті і на землі.*

2.9 Висновки за другим розділом

1. На основі аналізу сучасних дослідницьких проєктів та існуючих демонстраторів у світі, та з метою зниження шкідливих викидів ГТЕСУ, запропоновані три схеми ЕнС ГТЕСУ з ТГВД, ЕД та ПЕ для подальшого дослідження. Запропонована ЕнС враховує використання викопного пального (гасу), водню та альтернативного авіапалива SAF. Такий підхід прийнятий для потенціального зниження рівня шкідливих викидів NOx із теплового двигуна та зменшення повної температури газу перед турбіною.

2. Удосконалено метод обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГВД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака. Удосконалений метод являє собою єдиний науково-методичний апарат, який дозволяє визначити параметричний обрис ЕнС ГТЕСУ, показник гібридизації ГТЕСУ та спрогнозувати екологічні характеристики на основі валових викидів ГТЕСУ.

3. Удосконалена методика розрахунку характеристик ЕНС ГТЕСУ з ТГВД, ЕД та ПЕ у складі пасажирського літака. Розроблені математичні моделі визначення характеристик ЕНС для схем ГТЕСУ №1-3 з розрахунком питомих параметрів крекінг-реактору.

4. Удосконалений показник гібридизації для оцінювання ГТЕСУ з ТГВД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака. Розроблено та обгрунтовано загальний та частковий показники гібридизації ГТЕСУ для пасажирського літака.

5. Розроблена математична модель робочого процесу ТГВД, методика визначення аеродинамічних характеристик повітряного гвинта, а також математична модель визначення валових викидів забруднюючих речовин з ГТЕСУ.

Список використаних джерел у другому розділі

1. God'sable Sitsofe Koku Aidam, Richard Opoku, Eunice Akyereko Adjei, Francis Davis, David Kofi Oppong, Amos Narh. (2026). Hybrid-electric propulsion retrofits in regional aviation – A review. Next Sustainability, Volume 7, 100250, ISSN 2949-8236, <https://doi.org/10.1016/j.nxsust.2026.100250>.

2. Zumegen, C., Strathoff, P., Stumpf, E., Wensveen, J. V., Rischmüller, C., Hornung, M., & Strohmayer, A. (2022). Technology selection for holistic analysis of hybrid-electric commuter aircraft. CEAS Aeronautical Journal, 13(3), 597-610.

3. G. Grazioso, M. Di Stasio, F. Nicolosi, S. Trepiccione. (2025). A mathematical model for hybrid-electric propulsion system for regional propeller-driven aircraft. Energy Conversion and Management: X, Volume 26, 100957, ISSN 2590-1745. - <https://doi.org/10.1016/j.ecmx.2025.100957>.

4. Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal. Gas Turbine Combustion. Alternative Fuels and Emissions. Third edition. CRC Press. – 2010. – 560 p.

5. R. Sharafoddini, M. Habibi and M. Pirmohammadi. (2020). Numerical Study of Water Vapor Injection in the Combustion Chamber to Reduce Gas Turbine Fuel

Consumption. Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol. 13, No. 3, pp. 1047-1054. DOI: 10.29252/jafm.13.03.

6. Benini, Ernesto & Pandolfo, Sergio & Zoppellari, Serena. (2009). Reduction of NO emissions in a turbojet combustor by direct water/steam injection: Numerical and experimental assessment. Applied Thermal Engineering. 29. 3506-3510. <https://doi.org/10.1016>.

7. David L. Daggett, Lars Fucke, Robert C. Hendricks, David J.H. Eames (2010). Water Injection on Commercial Aircraft to Reduce Airport Nitrogen Oxides. - NASA/TM—2010-213179. - NASA: Glenn Research Center.

8. Шевелев Д.В., Гридчин Н.В. Влияние испарительного охлаждения рабочего тела на удельные параметры газотурбинных установок малой мощности. // Фундаментальные исследования, № 4, 2016. – С. 333-338.

9. Бурцев Г.Н., Рунько В.В., Шлейников Н.В., Шевелев Д.В., Гридчин Н.В. Экспериментальное исследование влияния впрыска воды на параметры газотурбинной установки малой мощности. - Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 5. - DOI: 10.18698/0236-3941-2017-5-122-131.

10. Буланин В.А. Газотурбинные установки с энергетическим впрыском пара // Иновационные технологии в науке и образовании. – 2019. – УДК: 621.438. – С 33 – 37.

11. Pimsner V. Air-Breathing Jet Engines. Processes and Characteristics. Bucharest: Didacticand Pedagogic Publishing; 1983. - 387 p.

12. Alexandru-Nicolae TUDOSIE. Mathematical model for a jet engine with cooling fluid injection into its combustor. - International conference of scientific paper AFASES 2014, Brasov, 22-24 May 2014. – 8 p.

13. Xu, C.; Cho, H. Effect of Methanol/Water Mixed Fuel Compound Injection on Engine Combustion and Emissions. Energies 2021, 14, 4491. <https://doi.org/10.3390/en14154491>.

14. Mourouzidis Christos, Igie Uyioghosa, Pilidis Pericles, Singh Riti. (2015). Water injection on aircraft engines: a performance, emissions and economic study. - ISABE-2015-20033. - American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2015.

15. Расчетная оценка потребной мощности для запуска двигателя AI-6500. Техническая справка, 628-ТС-0001, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, 2021 г. – 11 с.
16. S. Jolly, “Wet Compression – A Powerful Mean of Enhancing Combustion Turbine Capacity”, Power-Gen International, Orlando, Florida, December 10-12, 2002.
17. Herman B. Urbach, Donald T. Knauss, Balfour L. Wallace. Water injection into navy gas-turbine combustors to reduce NOx emissions. // International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition Stockholm, Sweden — June 2–June 5, 1998.
18. David L. Daggett. (2004) Water Misting and Injection of Commercial Aircraft Engines to Reduce Airport NOx. - NASA/CR—2004-212957, C&EA–BQ130–Y04–002. – NASA: Glenn Research Center.
19. Улитенко Ю. А. Аналіз характеристик турбореактивного двух контурного двигателю з форсажною камерою сгорання з вприском води за входним пристроєм / Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2019. № 1(153). С. 29-38. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.03.
20. Y. Ulitenko, V. Loginov, I. Kravchenko, M. Minenok. Water injection to the turbofan double-circuit engine with afterburner / Системи озброєння і військова техніка. 2025. №3(83). С. 105-113. DOI: 10.30748/soivt.2025.83.13.
21. Barzkar, A., & Ghassemi, M. (2020). Electric power systems in more and all electric aircraft: A review. Ieee Access, 8, 169314-169332.
22. Palaia, G., & Abu Salem, K. (2023). Mission performance analysis of hybrid-electric regional aircraft. Aerospace, 10(3), 246.
23. Rendón, M.A., Sánchez R., C.D., Gallo M., J. et al. Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities. J Control Autom Electr Syst 32, 1244–1268 (2021). - <https://doi.org/10.1007/s40313-021-00740-x>.
24. ICAO Standards and Recommended Practices: Annex 16 - Environmental Protection, Volume II - Aircraft Engine Emissions. – 2017. 174 p.

25. О. Пушилін. Удосконалення інтегрального показника для оцінки характеристик гібридної силової установки у складі пасажирського літака. *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. 2025. №3(203). С. 12-29. DOI: 10.32620/akkt.2025.3.02.
26. Пушилін О.Є., Логінов В.В. Удосконалений метод обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки літального апарата / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2025. № 4 спецвыпуск 1 (205). С. 14-30. DOI: 10.32620/akkt.2025.4sup1.02.
27. SAE International Recommended Practice, Guidelines for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Aircraft, Systems, and Equipment, SAE Standard ARP4761A, Revised December 2023, Issued December 1996, <https://doi.org/10.4271/ARP4761A>.
28. Pornet C., Gologan C., Vratny P.C. (2013). Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. / AIAA 2013-4415. Session: Powerplant Performance. - doi.org/10.2514/6.2013-4415.
29. Kilic, U. (2023). A comparison of the environmental impact of turboprop and turbofan-powered aircraft / *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. ahead-of-print No. ahead-of-print. - <https://doi.org/10.1108/AEAT-10-2022-0296>.
30. J. Töpler, J. Lehmann. (2014). Hydrogen and Fuel Cell. Technologies and Market Perspectives. - ISBN 978-3-662-44971-4. – 286 p. - DOI 10.1007/978-3-662-44972-1.
31. Gil, A. A., Silva, H. L. Hybrid-Electric Aircraft: Conceptual Design, Structural and Aeroelastic Analyses. - 2017. - 123 p.
32. HECARRUS Project, WP2: “Integrated systems level and power plant architecture optimization” D2.1: “Assessment of hybrid electric architectures for a small commuter aircraft” (2020), Horizon 2020 / Clean Sky JU. – Accepted: https://hecarrus.eu/images/hecarrus/HECARRUS_D5.3_Dissemination_Communication_Exploitation_plan_Final.pdf.
33. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я. и др. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов

местных воздушных линий. - *Авиационные двигатели*, 1 (14), 2022. – С. 19-32. - DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19.

34. S. Sieniutycz, J. Jeżowski. *Energy Optimization in Process Systems and Fuel Cells*. Third Edition. Elsevier, 2018. – 791 p. – ISBN 9780081025574. - <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102557-4.00019-0>.

35. Dushyant Shekhawat, James J. Spivey, David A. Berry. *Fuel Cells: Technologies for Fuel Processing*. – 2011. - ISBN: 978-0-444-53563-4. – 555 p. - <https://doi.org/10.1016/C2009-0-20328-X>.

36. Guillerm, Antoine-Amaury. *Assessment of a solid oxide fuel cell powering a full electric aircraft subsystem architecture*. - Department of Aerospace and Vehicle Engineering Royal Institute of Technology (KTH), - Munich, Germany, 2020. - URN: urn:nbn:se:kth:diva-290177.

37. Dushyant Shekhawat, James J. Spivey and David A. Berry. *Fuel cells: technologies for fuel processing*. – 2011. Elsevier Science, ISBN: 978-0-444-53563-4. - DOI: 10.1016/C2009-0-20328-X.

38. Fan, Xuejun & Yu, Gong & Li, Jianguo & Lu, X. & Sung, Chih-Jen. (2006). Catalytic Cracking of Supercritical Aviation Kerosene. 10.2514/6.2006-4868.

39. Sangho Yoon. (2009). Self-sustained operation of a kW-class kerosene-reforming processor for solid oxide fuel cells. / *Journal of Power Sources*. Volume 192, Issue 2, pp. 360–366. - doi.org/10.1016/j.jpowsour.2009.02.084.

40. J. Pasel, R.C. Samsun, J. Meißner, A. Tschauder, R. Peters. (2020) Recent advances in diesel autothermal reformer design. / *International Journal of Hydrogen Energy*, Volume 45, Issue 3, pp. 2279-2288. – DOI: 10.1016/j.ijhydene.2019.11.137.

41. Fan, Xuejun & Zhong, Fengquan & Yu, Gong & Li, J. & Sung, Chih-Jen. (2009). Catalytic Cracking and Heat Sink Capacity of Aviation Kerosene Under Supercritical Conditions. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 25. 1226-1232. 10.2514/1.41966.

42. Harada, Makoto & Takanabe, Kazuhiro & Kubota, Jun & Domen, Kazunari & Goto, Takashi & Akiyama, Kazuya & Inoue, Yasunobu. (2009). Hydrogen production by autothermal reforming of kerosene over MgAlO₃-supported Rh

catalysts. Applied Catalysis A-general - APPL CATAL A-GEN. 371. 173-178. 10.1016/j.apcata.2009.10.009.

43. Raffaello Cozzolino, Laura Tribioli (2014). On-board Diesel Autothermal Reforming for PEM Fuel Cells: Simulation and Optimization. / Proceedings of the International Conference on Numerical Analysis and Applied Mathematics 2014 (ICNAAM-2014), AIP Conf. Proc. 1648, 570013-1–570013-4; doi: 10.1063/1.4912799.

44. Добрянский, Г.В. Динамика авиационных ГТД [Текст] / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартыанова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

45. Чуян, Р.К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов [Текст] / Р.К. Чуян. – М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.

46. Теория и расчет воздушно–реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

47. Ахмедзянов А.М. Термогазодинамические расчеты авиационных ГТД / А.М. Ахмедзянов, В.П. Алаторцев, С.Е. Аксельрод, Л.Н. Дружинин, М.А. Сахабетдинов. – Уфа: Уфимский авиационный институт, 1982. – 256 с.

48. Теорія авіаційних газотурбінних двигунів із турбвентиляторною приставкою [Текст] : монографія / Ю. М. Терещенко [та ін.] ; за заг. ред. проф. Ю. М. Терещенка ; Держ. ун-т "Київ. авіац. ін-т". - Київ : КАІ, 2025. - ISBN 978-966-932-214-2.

49. Терещенко Ю.М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів / Терещенко Ю.М., Кулик М.С., Панін В.В. – К.: Нац. авіац. ун-т. – 2009. – 344 с.

50. Егоров, И. Н. Особенности математического моделирования авиационных ГТД [Текст] / И. Н. Егоров, Г. В. Кретинин, И. А. Лещенко. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1998 – 177 с.

51. Шляхтенко, С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1975. – 567 с.

52. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – часть 1. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.
53. Акимов, В. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учебн. пособие для вузов / В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Р. И. Курзинер; под ред. С. М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 285 с.
54. Термогазодинамические расчеты авиационных ГТД [Текст]: учеб. пособие / А. М. Ахмедзянов [и др.]. – Уфа: УАИ, 1982. – 256 с.
55. Васильев, Ф. П. Методы оптимизации. Часть 1 [Текст]. / Ф. П. Васильев. – М.: МЦНМО, 2011. – 620 с.
56. Дубовкин, Н. Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания [Текст] / Н. Ф. Дубовкин. – М.: Государственное энергетическое издательство, 1962. – 288 с.
57. Глушко, В. П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст]: справочник / В. П. Глушко. – Том 1. Методы расчета – М.: издательство АН СССР, 1971. – 497 с.
58. Глушко, В. П. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное издание в 4 томах. 3-е издание [Текст] / В. П. Глушко. – М.: "Наука", 1978-1982. – 539 с.
59. ISO 2533-75. Standard Atmosphere.
60. Кулагин, В. В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 1-3. [Текст] / В. В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с. (Кн. 1-2), 464 с (Кн. 3).
61. Кравец А. С. Характеристики воздушных винтов [Текст] / А.С. Кравец. – М.: Оборонгиз, 1941. – 263 с.
62. Мельников А.П. Теория и расчет лопастей винта / А.П. Мельников, В.В. Свечников. – Ленинград: Издание ЛКВВИА, 1947. – 153 с.
63. Bazant, M.Z. Exact solutions of the Navier-Stokes equations having steady vortex structures / M.Z. Bazant, H.K. Moffatt // Journal Fluid Mech. – 2005. – vol. 541. – PP. 55-64.

64. Кравец, Мельников, Шайдаков, В.И. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта [Текст] / В.И. Шайдаков, А.Д. Маслов. – М. Изд-во МАИ, 1995. – 69 с.

65. Borst, H.V. Summary of propeller design procedures and data. Vol. I. Aerodynamic design and installation / Henry V. Borst // Army Air Mobility Research and Development Laboratory, 1973. – 323 p.

66. Arnatt, W. Summary of propeller design procedures and data. Vol. II. Structural analysis and blade design / William Arnatt, William Eo Bates, Henry V. Borst // USA Army air mobility research and development laboratory fort EUSTIS, Virginia. - Contract DAAJ02-72-C-0033. USAAMRDL Technical Report 73-34B, November 1973. – 384 p.

67. Marinus, B.G. Multidisciplinary optimization of aircraft propeller blades / B.G. Marinus // Manuscript for the degree of Doctor in Applied Sciences. – Centrale Lyon, Royal military academy. – 2011. – 289 p.

68. Келдыш, В.В. Проектирование и аэродинамический расчет воздушных винтов [Текст] / В.В. Келдыш. // Труды ЦАГИ. / Изд. бюро новой техники НКАП. – 1946. - № 588. – с. 1-30.

69. Результаты экспериментальных исследований характеристик натурной силовой установки самолета Ан-140 в аэродинамической трубе ЦАГИ [Текст] / Научно-технический отчет.– 1998. – 183 с.

70. Пушили́н А.Е., Логинов В.В. Особенности определения характеристик воздушного винта изменяемого шага в стендовых условиях / XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2022. С. 39-40.

71. Pushylin O. Feature of defenition the performance of variable pitch propeller in the test bench condition / Certificate of participation. 4th international seminar on new trends on construction, research and operation of flying objects, Warsaw, Lukasiewicz Research Network-Institute of Aviation, November, 2022.

72. Свідоцтво України на промисловий зразок №44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік.

26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г.Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Золотухін Д.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

73. Свідоцтво України на промисловий зразок №44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Корнійчук О.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Ткаченко Є.О., Шевчук С.П., Яковлев С.В.

74. Патент України на корисну модель №154435 «Лопать повітряного гвинта»; МПК: B64C11/18(2006.01); заявка u202301430 від 03.04.2023; опублік. 16.11.2023; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г.Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О. В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

75. Кривошеев, И. А., Ахмедзянов, Д. А., & Кишалов, А. Е. (2008). Имитационное моделирование работы авиационных гтд с элементами систем управления. Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета, 11 (2), 3-11.

76. Дубов, Ю.А. Многокритериальные модели формирования и выбора вариантов систем [Текст] / Ю.А. Дубов, С.И. Травкин, В.Н. Якимец. – М.: Наука, 1986. – 296 с.

77. Портников, Б.А. Критерии технико-экономической эффективности авиационной специализированной системы [Текст] / Б.А. Портников // Оренбургский государственный университет. – Оренбург: ОГУ. – Вестник №5. – 2007. – С.171-180.

78. Дэннис, Дж. Численные методы безусловной оптимизации и решение нелинейных уравнений [Текст] / Дж. Дэннис. – М.: Мир, 1988. – 474 с.

79. Тарасенко, А.М. Динамика полёта и боевого маневрирования летательных аппаратов [Текст] / А.М. Тарасенко, В.Г. Брага, В.Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
80. Некрасов, В.И., Аэродинамика, динамика полёта и пилотирование учебного самолёта [Текст] / В.И. Некрасов, А.Е. Викторов. – М.: Военное издательство, 1982. – 368 с.
81. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
82. Тарасенко, А.М. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов [Текст] / А.М. Тарасенко, В.Г. Брага, В.Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
83. Холявко, В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. Часть 1. [Текст] / В.И. Холявко. – Харьков : ХАИ, 1991. – 65 с.
84. Lieuwen, Timothy C., Vigor Yang. (2013). Gas turbine emissions. - Cambridge aerospace series. - ISBN 978-0-521-76405-6. – 386 p.
85. Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal. (2010). Gas Turbine Combustion. Alternative Fuels and Emissions. – 3rd edition. – ISBN 978-1-4200-8605-8. – 560 p.
86. Report of the Independent Experts to CAEP/8 on the Second NO_x Review and the Establishment of Medium and Long Term Technology Goals for NO_x. – ISBN 9789292316723. – ICAO, 2010. – 55 p.
87. Environmental benefits associated with global aviation emissions and potential reduction from CNS/ATM measures. - Paper CAEP/5-IP/17, 2000. - 131 p.
88. Development of the technical basis for a New Emissions Parameter covering the whole aircraft operation: NEPAIR. CAEP/6-IP17. Final Technical Report, 2003. – 68 p.

РОЗДІЛ 3

ВАЛІДАЦІЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ПОЛЬОТУ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ З ТУРБОГВИНТОВИМИ ДВИГУНАМИ

Удосконалений метод складається з удосконалених математичних моделей (ММ) та методик, які реалізовані в єдиному алгоритмі програмного комплексу. Тому достовірність результатів розрахунків удосконаленого методу ґрунтується на їх валідації як загального інструментарія для розрахунку льотно-технічних характеристик літака з його СУ. Оцінка достовірності результатів математичного моделювання інших авторів, що використовуються в удосконаленому методі, наведена у їх роботах.

3.1 Порівняння розрахункових та експлуатаційних характеристик літака L-410UVP-E20

Порівняння розрахункових результатів з експериментальними даними для літака L-410UVP-E20 було проведено з використанням даних, наведених у [1, 2]. Геометричні параметри L-410UVP-E20 були отримані з креслень літака. Для оцінки впливу повітряного потоку від гвинта (ефекту обдування крила) на аеродинамічні коефіцієнти в крейсерському польоті враховувалися діаметр гвинта та швидкість обертання. Крім того, розглядалися такі параметри: коефіцієнт випередження, еквівалентна потужність двигуна, навантаження на диск (коефіцієнт навантаження площі стрілоподібності гвинта), коефіцієнт тяги гвинта та коефіцієнт потужності гвинта. Коефіцієнт корисної дії гвинта для кожного режиму польоту, еквівалентна питома витрата палива для відповідних режимів польоту та швидкість обертання валу двигуна також були включені в аналіз. Значення коефіцієнта корисної дії гвинта були взяті з [1], припускаючи, що зниження швидкості обертання валу двигуна до крейсерських умов суттєво не впливає на коефіцієнт корисної дії гвинта. Еквівалентна питома витрата палива була отримана з льотних характеристик двигуна Walter M601E. Згідно з

[1], максимальне співвідношення підйімальної сили до опору (аеродинамічна ефективність) літака з прибраними шасі та закрилками становить $K = 14$ одиниць при куті атаки $\alpha \approx 7^\circ$. Розраховане максимальне співвідношення підйімальної сили до опору, отримане в цьому дослідженні, становить $K = 14.1$ при $\alpha \approx 7.43^\circ$. Розрахований кут атаки з нульовою підйімальною силою становить $\alpha_0 \approx -2.6^\circ$, порівняно з $\alpha_0 \approx -2^\circ$, зазначеним у [1]. Задовільна відповідність між розрахованими та еталонними коефіцієнтами підйімальної сили та опору дозволила визначити льотно-технічні характеристики для типового профілю польоту, які представлені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Порівняння розрахункових результатів та експериментальних даних для літака L-410UVP-E20

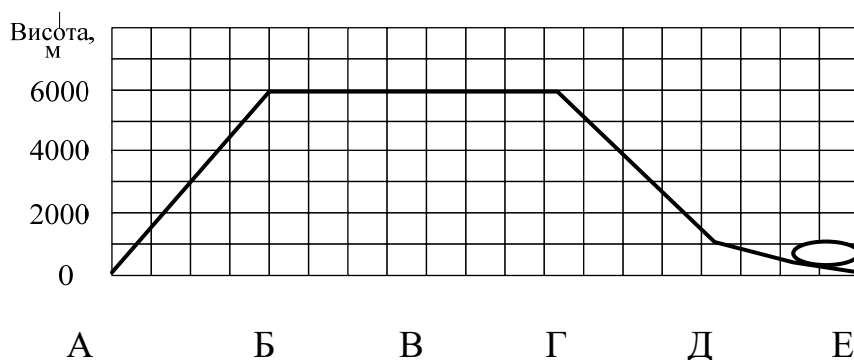
Назва характеристики	Експериментальні дані	Розрахункові дані	Відносна похибка, %
Злітна довжина, м	390	389	0.25
Злітна дистанція, м	560	558	0.35
Витрата палива на кілометр, кг/км	0.76	0.785	3.29
Годинна витрата палива, кг/год	249	244	2.0

Аналіз представлених результатів показує, що розрахункові дані задовільно узгоджуються з експериментальними даними, які наведені в [1]. Відносна похибка не перевищує 4 % на протязі ПЦ.

3.2 Порівняння розрахункових та експлуатаційних характеристик літака Ан-140

Порівняння розрахункових результатів з експериментальними даними літака Ан-140 проводилося відповідно інформації в роботі [3]. Геометричні дані

літака Ан-140 взяті з його креслення. Досліджуваний типовий профіль польоту літака Ан-140 та результати верифікаційного розрахунку представлені на рис. 3.1.



Довжина ділянки, км	137	715	778	124	-	
Загальна довжина, км	137	852	1630	1754	1754	
Швидкість польоту, км/год	300	343	343	340	-	
Тривалість польоту на ділянці, год—хв	0-25	1 -33	1-41	0-19	0-05	
Годинна витрата палива, кг/год (експеримент/розрахунок)	-	643 / 639	620 / 609	-	-	
Питома дальність польоту, км/кг (експеримент/розрахунок)	-	1,397 / 1,386	1,347 / 1,318	-	-	
Витрата палива на ділянці, кг (експеримент/розрахунок)	345 / 372	1000 / 991	1048 / 1025	118 / 124	35 / 32	
Залишок палива, кг (експеримент/розрахунок)	3420 / 3431	3075 / 3068	2075 / 2077	1027 / 1052	909 / 904	874 / 842
Польотна маса літака, кг (експеримент/розрахунок)	21000 / 20981	20655 / 20618	19655 / 19627	18607 / 18602	18489 / 18454	18454 / 18392

Рисунок 3.1 – Результати розрахунку параметрів типового профілю польоту літака Ан-140

Аналіз представлених результатів показує, що розрахункові дані задовільно узгоджуються з експериментальними даними, наведеними в [3]. Похибка за прийнятих допущеннях не перевищує 8 % на протязі ПЦ.

3.3 Висновки за третім розділом

На основі удосконаленого методу обґрунтування параметричного обрису ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ у складі пасажирського літака, проведений розрахунок льотно-технічних характеристик пасажирських літаків L-410UVP-E20 та Ан-140 з традиційними СУ. Виконано порівняння розрахункових та експлуатаційних характеристик указаних пасажирських літаків. Аналіз представлених результатів показує, що розрахункові дані задовільно узгоджуються з льотно-технічними даними літаків, а похибка за прийнятих допущеннях не перевищує 8 % на протязі ПЦ.

Список використаних джерел у третьому розділі

1. Белогузов В.С. Практическая аэродинамика самолета Л-410УВП [учебное пособие] / Белогузов В.С. – Кировоград: ГЛАУ, 2001. – 108 с.
2. Ковалев А.И. Самолет Л-410УВП: Конструкция и летная эксплуатация – М.: Транспорт, 1988. – 86 с.
3. Самолет Ан-140. Руководство по лётной эксплуатации самолета. Книга 2. – К. : АНТК Антонов, 2000. – 698 с.; Самолет Ан-140. Руководство по летной эксплуатации самолета. Книга 3. – К. : АНТК Антонов, 1999. – 564 с.

РОЗДІЛ 4.

ВИЗНАЧЕННЯ РАЦІОНАЛЬНОГО ДІАПАЗОНУ ЗАСТОСУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ СИСТЕМИ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ У СКЛАДІ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

4.1 Прийняті умови і припущення при дослідженні проєктів пасажирських літаків

Як відомо, модернізація чи модифікація літака та його СУ передбачає зміну експлуатаційних характеристик. Однак ці зміни не повинні призвести до зміни категорії аеродрому, де експлуатується цей літак. Тому одним із обмежень при дослідженні буде довжина злітно-посадкової смуги (ЗПС). Вирішуватиметься завдання поліпшення паливної та екологічної ефективності літака з різним показником гібридизації ГТЕСУ при збереженні категорії аеродрому, де експлуатаується літак даного класу.

Стандарти аеродромів у Європі встановлюються нормативними актами Європейського Союзу, насамперед Регламентом № 139/2014, який визначає вимоги безпеки до експлуатації, обслуговування злітно-посадкових смуг (ЗПС), управління безпекою та рятувальними службами [1]. Агентство EASA контролює дотримання цих норм в аеропортах, які обслуговують комерційні повітряні перевезення. Як відомо, категорії аеродромів визначаються довжиною та кодом ЗПС відповідно регламентів Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) [2]. У системі ІКАО використовуються цифрові коди від 1 до 4, кожен з яких відповідає діапазону довжин ЗПС:

- Code 1: менш ніж 800 метрів (2,625 feet);
- Code 2: 800–1199 метрів (2,625–3,934 feet);
- Code 3: 1200–1799 метрів (3,937–5,902 feet);
- Code 4: 1800 метрів (5,906 feet) і більше.

Коротші ЗПС використовуються для невеликих повітряних суден, які застосовуються в цивільній авіації, тоді як більш довгі ЗПС потрібні для більших

повітряних суден, які експлуатуються в комерційних та міжнародних аеропортах. Погіршення злітних характеристик літаків з ГТЕСУ обумовлене зростанням необхідної швидкості відриву літака від ЗПС, зумовлює неможливість збереження категорії аеродромів при модифікації базової версії літака в гібридну. Для проєкту літака Пр-20_ГСУ (базовий літак L-410UVP-E20) при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається довжина ЗПС по Code 1. Це припущення дозволяє визначити граничну масу модернізованого літака з ГТЕСУ. Для проєкту літака Пр-50_ГСУ (базовий літак Ан-140) при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається довжина ЗПС по Code 2. Для проєкту літака Пр-100_ГСУ (базовий літак Ан-158) при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається граничне значення довжини ЗПС по Code 3.

Приймається припущення, що зліт і посадка проєкту літаків Пр-20_ГСУ, Пр-50_ГСУ та Пр-100_ГСУ з традиційною СУ та ГТЕСУ не мають принципових відмінностей від зльоту та посадки літаків L-410UVP-E20, Ан-140 та Ан-158ТГвД. Вплив експлуатаційних факторів на злітно-посадкові характеристики проєкту літаків Пр-20_ГСУ, Пр-50_ГСУ та Пр-100_ГСУ аналогічний такому ж впливу для літаків L-410UVP-E20, Ан-140 та Ан-158ТГвД. Для проєкту літаків з ГТЕСУ установлена безпечна висота згідно Керівництва з льотної експлуатації, яка дорівнює 10,7 м.

4.2 Формування початкових умов для проведення дослідження енергетичних систем гібридних турбоелектричних силових установок

На основі вибору та обґрунтування 3-х схем ГТЕСУ для проведення подальшого дослідження, сформована ЕнС для 3-х варіантів пасажирських літаків:

1. Літак для перевезення 20 пасажирів з ГТЕСУ на основі ТГвД AI-450C з відповідними характеристиками [3].
2. Літак для перевезення 50 пасажирів з ГТЕСУ на основі ТГвД ТВЗ-117ВМА-СБМ1 з відповідними характеристиками.

3. Літак для перевезення 100 пасажирів з ГТЕСУ на основі ТГвД АІ-6500 з проектними характеристиками.

У подальших дослідженнях проєктів літаків прийняті такі позначення:

- проєкти літаків для перевезення 20, 50 і 100 пасажирів будуть позначатися відповідно як Пр-20, Пр-50 і Пр-100;
- на нових проєктах літаків встановлено ГТЕСУ, тоді для кожної модифікації літака указується позначення “ГСУ”;
- оскільки дослідження проводяться для 3 схем ГТЕСУ, які приведені в 2 розділі, то для ясності будемо позначати ГСУ цифрами 1, 2 і 3.

Таким чином, для прикладу – Пр-20_ГСУ-1, пояснюється як проєкт літака для перевезення 20 пасажирів з розміщенням і застосуванням ГТЕСУ за схемою №1. Для проведення чисельних розрахунків експлуатаційних характеристик кожного проєкту літака необхідно виконати розробку компоновальної схеми пасажирського літака з трьома схемами ГТЕСУ.

Розрахунок характеристик ЕнС ГТЕСУ передбачає визначення масо-габаритних параметрів і характеристик системи з урахуванням ступеню гібридизації ГТЕСУ та визначенням кількості води з ПЕ з метою подальшого застосування в ТГвД для різних пасажирських літаків. Приймаються умовні назви енергетичних систем:

- **Пр-20_ГСУ-1** : енергетична система, створена за схемою №1 для проєкту літака на 20 пасажирів;
- **Пр-20_ГСУ-2** : енергетична система, створена за схемою №2 для проєкту літака на 20 пасажирів;
- **Пр-20_ГСУ-3** : енергетична система, створена за схемою №3 для проєкту літака на 20 пасажирів;
- **Пр-50_ГСУ-1** : енергетична система, створена за схемою №1 для проєкту літака на 50 пасажирів;
- **Пр-50_ГСУ-2** : енергетична система, створена за схемою №2 для проєкту літака на 50 пасажирів;

- **Пр-50_ГСУ-3** : енергетична система, створена за схемою №3 для проєкту літака на 50 пасажирів;
- **Пр-100_ГСУ-1** : енергетична система, створена за схемою №1 для проєкту літака на 100 пасажирів;
- **Пр-100_ГСУ-2** : енергетична система, створена за схемою №2 для проєкту літака на 100 пасажирів;
- **Пр-100_ГСУ-3** : енергетична система, створена за схемою №3 для проєкту літака на 100 пасажирів;

Під час проведення дослідження використовувались питомі параметри основних елементів системи, які отримані з огляду та аналізу відкритих публікацій та пропонованих продуктів. Основні фізичні параметри, прийняті у розрахунках, наведено у таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 – Основні фізичні параметри ЕнС

Параметр	Значення
Енергоемність водню, кВт-год/кг	39,45
Молярна маса водню, г/моль	1,00811
Густина водню при 20°C і 1 атм, кг/м ³	0,09
Густина рідкого водню (при температурі 20.3 К), кг/м ³	70,8
Температура зрідження водню при атмосферному тиску, °C	-253

В розрахунках прийняті наступні умови споживання енергії в польотному циклі:

- При рулюванні, на режимах зльоту та набору висоти – додатково споживається потужність із АБ.
- На етапах крейсерського режиму польоту та зниженні – система ПЕ заряджає АБ до початкового рівня заряду енергії.
- DC/DC конвертор підвищує та стабілізує вихідну напругу ПЕ.
- Втрати водню в системі не враховано.

– Потужність, що виділяється від ПЕ, розподіляється та витрачається на роботу ЕД на номінальному режимі роботи ГТД. При злітному режимі роботи ГТД потужність від ПЕ короткочасно витрачається на роботу ЕД разом із АБ.

Початкові дані для дослідження ЕнС ГТЕСУ наведені в табл. 4.2.

Таблиця 4.2 – Початкові дані ЕнС для проєктів літаків

№ п/п	Назва характеристики	Значення для схеми №1 та №2	Значення для схеми №3
1	Питома потужність АКБ, кВт/кг	250	250
2	Питомий об'єм АКБ, кВт/л	500	500
3	Питома потужність збірки ПЕ (для схеми №1 та №2), кВт/кг	2,9	1,0
4	Питомий об'єм збірки ПЕ (для схеми №1 та №2), кВт/л	3,2	0,3
5	Питома маса системи ПЕ, кВт/кг	0,47	0,7
6	Питомий об'єм системи ПЕ, кВт/л	0,35	0,2
7	Відношення маси рідкого водню до маси бака	0,15	0,15
8	Питома маса системи теплообміну (радіатори + випарник), кВт/кг	5,56	5,56
9	Питома потужність ЕД, кВт/кг	10	10
10	Питомий об'єм ЕД, кВт/л	15	15
11	Питома потужність БКД+DC/DC конвертор, кВт/кг	12	12
12	Питомий об'єм БКД+DC/DC конвертор, кВт/л	10	10
13	Кількість ГТД, шт.	2	2
14	Кількість ЕД, шт.	2	2

Продовження таблиці 4.2

№ п/п	Назва характеристики	Значення для схеми №1 та №2	Значення для схеми №3
15	Тип ПЕ	Високотемпературна протоннообмінна мембрана (PEMFC)	Твердооксидний (SOFC)
16	Температура електрохімічної реакції, T_{PEMFC} , °C	150	900
17	КПД модуля ПЕ, η	0,65	0,65

Додаткова інформація щодо параметрів і характеристик ЕнС буде наведена для кожної схеми.

4.3 Дослідження характеристик енергетичних систем гібридних турбоелектричних силових установок для проєктів пасажирських літаків

Як відомо, застосування ЕнС за схемою №1 передбачає подачу водню в ТГвД. Розглянемо конфігурацію з додатковою подачею водню в ТГвД. У табл. 4.3 наведено баланс витрат потужності на випаровування і нагрівання водню з тепловою потужністю, що виділяється в ПЕ. Лівий стовпець показує електричну потужність системи ПЕ, правий стовпець – додаткову витрату водню, який можна випарувати, нагріти за рахунок теплових втрат у ПЕ та направити в ТГвД. Зниження витрати в ТГвД призведе до необхідності скидати надлишки тепла в атмосферу, збільшення витрати водню в ТГвД вимагатиме додаткових витрат енергії на випаровування та нагрівання водню.

У розрахунку теплові втрати між ПЕ та випарником не враховані, Отже, для мінімізації маси системи необхідно, щоб витрата водню у ТГвД була погоджена з тепловими втратами в системі ПЕ, і відповідно, до величини номінальної потужності ПЕ.

Таблиця 4.3 – Основні параметри балансу витрат потужності

Електрична потужність, кВт	Теплові втрати в ПЕ, кВт	Витрата Н ₂ через ПЕ, кг/с	Необхідна енергія для випаровування + нагрівання, кВт	Потрібна потужність, кВт	Потрібний потік Н ₂ для ТГвД, кг/с
400	140	0,0015	9,42	130,58	0,0251
500	175	0,0019	11,77	163,23	0,0313
600	210	0,0023	14,12	195,88	0,0376
700	245	0,0027	16,48	228,52	0,0439
800	280	0,0030	18,83	261,17	0,0501
900	315	0,0034	21,19	293,81	0,0564
1000	350	0,0038	23,54	326,46	0,0627
1100	385	0,0042	25,89	359,11	0,0690
1200	420	0,0045	28,25	391,75	0,0752
1300	455	0,0049	30,60	424,40	0,0815
1400	490	0,0053	32,96	457,04	0,0878
1500	525	0,0057	35,31	489,69	0,0940
1600	560	0,0061	37,67	522,33	0,1003

Розрахункові значення потужності, ступеня гібридизації ГТЕСУ за ПЦ та розрахункові значення характеристик ЕнС приведені в додатку Д (табл. Д1-Д18). Як результат дослідження, представлено залежність маси та об'єму ГТЕСУ від ступеня гібридизації (рис. Д1-Д9).

Граничні значення маси та об'єму ГТЕСУ задаються дослідником системи за попереднім погодженням із головним конструктором досліджуваного літака. Як відомо, модернізація або модифікація ЛА повинна відповідати стандартам безпеки, вимогам до міжнародних польотів та враховувати витрати на життєвий цикл. Додатковий об'єм простору при модернізації літаків, як правило, створюється за рахунок оптимізації багажно-вантажних відсіків, перекомпонування салону та використання простору під підлогою салону. Це

дозволяє збільшити корисний простір для багажу чи вантажу без зміни зовнішньої геометрії фюзеляжу. Однак, будь-які зміни конструкції повинні пройти процедуру сертифікації для забезпечення льотної придатності. Тому впровадження розробленої ЕнС ГТЕСУ необхідно погоджувати сумісно із розробниками літака.

Аналіз рис. Д1-Д9 показує, що для основних характеристик ЕнС ГТЕСУ є певні обмеження, які прямо залежать від наявних можливостей зміни характеристик елементів пасажирського літака при проведенні його модернізації або модифікації. Таким чином, за допомогою розробленої методики проєктування ЕнС ГТЕСУ передбачається можливість планування або прогнозування розробки підсистеми для двох випадків:

- а) система розробляється на етапі проведення модернізації або модифікації пасажирського літака;
- б) система розробляється на етапі проєктування пасажирського літака як нового.

Наведені залежності (рис. Д1-Д9) показують можливість розробки ЕнС ГТЕСУ для відповідного ЛА з метою задовільнити вибраний показник гібридизації та досягти економічної і екологічної ефективності ГТЕСУ ЛА в польотному циклі. Отримані залежності характеристик маси та об'єму ЕнС ГТЕСУ від показника гібридизації для даного проєкту літака дозволяє спрогнозувати масо-габаритні параметри ЕнС ГТЕСУ для забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації всього ЛА.

4.4 Формування проєктів пасажирських літаків з гібридною турбоелектричною силовою установкою

4.4.1 Розробка компоувальної схеми проєкту пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою на 20 пасажирів

Після отримання основних даних про масу та об'єм компонентів і блоків ЕнС розроблено компоувальну схему проєкту пасажирського літака з ГТЕСУ

для перевезення 20 пасажирів. З метою визначення раціональних рішень щодо розробки компоувальної схеми літака, проведений аналіз експлуатаційних та економічних характеристик існуючих літаків аналогічного класу. Новий проєкт пасажирського ЛА був створений з урахуванням позитивних експлуатаційних властивостей і характеристик літаків Ан-28, L-410UVP [4, 5], L-410UVP-E20 [6] і Evektor EV-55 Outback [7].

В якості базової моделі було обрано літак L-410UVP-E20. Однак конструкція була модифікована для поліпшення аеродинамічних і силових характеристик. Двигун Walter M601E був замінений на AI-450C [3], а п'ятилопатеві ПГ Avia V510 – на п'ятилопатеві ПГ AI-P500V5. Сам ТГвД, редуктор і ПГ були розроблені та виготовлені АТ «Івченко-Прогрес» (Україна).

В ході розробки проєкту літака визначено взаємне розміщення фюзеляжу, крила, двигунів, шасі та хвостового оперення для забезпечення заданих льотних характеристик. Визначений центр ваги, вибрана аеродинамічна схема літака та проведено компоування салону на 20 пасажирів.

Фюзеляж і крило базової моделі літака були перероблені. Крило ЛА було перероблено з урахуванням розміщення ГТЕСУ та впливу взаємодії крила і ПГ (використаний позитивний вплив повітряного потоку над крилом). Крило спроектоване з вбудованими паливними баками. Додаткові паливні баки на кінцях крила були видалені і замінені невеликими аеродинамічними крильцями, які вигнуті вверху, для зменшення індуктивного опору. Відсік для батарей був переміщений в центральну частину і розташований поблизу основного шасі. Нижні обтічники фюзеляжу були збільшені для розміщення шасі та обладнання ГТЕСУ. Хвостове оперення також має модифікації для поліпшення аеродинамічних характеристик.

При формуванні концепції дизайну проєкту пасажирського ЛА були враховані вимоги щодо впливу ЛА на навколишнє середовище. Реалізовані інновації, які спрямовані на скорочення викидів вуглецю, мінімізацію їх впливу на навколишнє середовище та прокладання шляху до більш екологічного майбутнього повітряного транспорту. Таким чином, проєкт пасажирського ЛА

має ГТЕСУ з ТГвД. Вигляди компоувальної схеми проекту пасажирського літака Пр-20_ГСУ показано на рис. 4.1.



а) Вигляд спереду



б) Вигляд збоку, ліва сторона



в) Вигляд спереду, ліва сторона

Рисунок 4.1 – Вигляди компоувальної схеми проекту пасажирського літака Пр-20_ГСУ

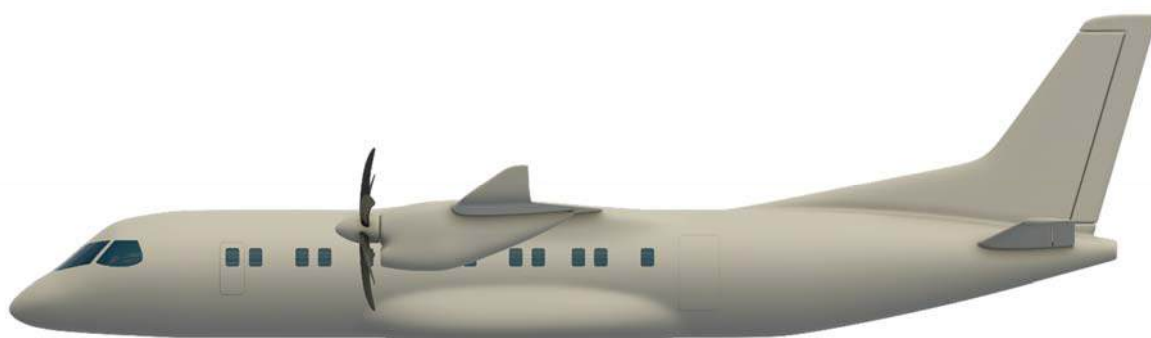
Застосовані сучасні матеріали - вуглецеві композити, легкі сплави і компоненти, отримані на 3D-принтері. Такі технології, які реалізовані в конструкції ЛА, дозволили зменшити вагу, поліпшити експлуатаційні характеристики та мінімізувати вплив на навколишнє середовище у порівнянні з ЛА подібного класу. У цих дослідженнях не розглядаються питання, які пов'язані з майбутньою сертифікацією ЛА з ГТЕСУ. Передбачається, що характеристики зльоту та посадки спроектованого ЛА з ГТЕСУ відповідатимуть вимогам ІСАО [2] та ІСАО Code 1 стосовно довжини ЗПС для даного класу літаків [1].

4.4.2 Розробка компонувальної схеми пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою на 50 пасажирів

У якості базової моделі було обрано літак Ан-140 на якому встановлені два ТГВД ТВ3-117ВМА-СБМ1 виробництва АТ «Мотор Січ» (Запоріжжя). Конструкція фюзеляжу літака була трохи змінена для поліпшення аеродинамічних характеристик. Місце розміщення двигуна і редуктора не змінювались. Спроектовано новий повітряний гвинт змінного кроку, реверсивний, діаметр 3,72 м. В ході розробки проєкту Пр-50_ГСУ визначено взаємне розміщення фюзеляжу, крила, двигунів, шасі та хвостового оперення для забезпечення заданих льотних характеристик. Крило оснащено кінцевими аеродинамічними поверхнями, стріловидність крила збільшена на 2 %. Визначений центр ваги, удосконалена аеродинамічна схема та проведено компонування салону на 50 пасажирів. Нижні обтічники фюзеляжу були збільшені для розміщення шасі та обладнання ГТЕСУ. Модернізований пасажирський ЛА має ГТЕСУ з ТГВД. Вигляди компонувальної схеми проєкту пасажирського літака Пр-50_ГСУ показано на рис. 4.2.



а) Вигляд спереду



б) Вигляд збоку, ліва сторона



в) Вигляд спереду, ліва сторона

Рисунок 4.2 – Вигляди компоувальної схеми проекту пасажирського літака Пр-50_ГСУ.

Застосовані сучасні матеріали - вуглецеві композити, легкі сплави і компоненти, отримані на 3D-принтері. Такі технології, які реалізовані в конструкції ЛА, дозволили зменшити вагу, поліпшити експлуатаційні характеристики та мінімізувати вплив на навколишнє середовище у порівнянні з ЛА подібного класу.

4.4.3 Розробка компонувальної схеми пасажирського літака з гібридною турбоелектричною силовою установкою на 100 пасажирів

У якості базової моделі було обрано літак Ан-158 на якому встановлені два ТРДД Д-436-148, розроблені АТ «Івченко-Прогрес» (м. Запоріжжя). Однак у проєкті нового літака Пр-100_ГСУ два двигуни Д-436-148 були замінені на два ТГВД АІ-6500 (проєкт АТ «Івченко-Прогрес»). Спроектований новий повітряний гвинт, який має 6 лопатей з діаметром 4,18 м.

Конструкція модифікованого літака була трохи змінена для поліпшення аеродинамічних характеристик, крило оснащено кінцевими аеродинамічними поверхнями, стріловидність крила збільшена на 5%. В ході розробки проєкту Пр-100_ГСУ визначено взаємне розміщення фюзеляжу, крила, двигунів, шасі та хвостового оперення для забезпечення заданих льотних характеристик. Визначений центр ваги, удосконалена аеродинамічна схема та проведено компонування салону на 100 пасажирів. Нижні обтічники фюзеляжу були збільшені для розміщення шасі та обладнання ГТЕСУ. Модернізований пасажирський ЛА має ГТЕСУ з ТГВД. Вигляди компонувальної схеми проєкту пасажирського літака Пр-100_ГСУ показано на рис. 4.3. Застосовані сучасні матеріали – вуглецеві композити, легкі сплави і компоненти, отримані на 3D-принтері. Такі технології, які реалізовані в конструкції ЛА, дозволили зменшити вагу, поліпшити експлуатаційні характеристики та мінімізувати вплив на навколишнє середовище у порівнянні з ЛА подібного класу.



а) Вигляд спереду



б) Вигляд збоку, ліва сторона



в) Вигляд спереду, ліва сторона

Рисунок 4.3 – Вигляди компоувальної схеми проекту пасажирського літака Пр-100_ГСУ.

Вся архітектура ГТЕСУ сумісна з обраною конфігурацією ЛА. Інтеграція зосереджена на виборі найкращої стратегії управління енергією, оптимізованої для обраного профілю польоту.

4.5 Дослідження експлуатаційних характеристик проєктів пасажирських літаків з гібридними турбоелектричними силовими установками

На основі розрахунку характеристик ЕНС отримані дані про масу компонентів ЕНС ГТЕСУ для варіантів за схемами №1-3 для різних проєктів літаків. Масове зведення ЕНС ГТЕСУ за схемами №1-3 та різними показниками гібридизації наведено в додатку Д. Для кожного проєкту літака сформоване масове зведення з урахуванням визначених мас літака, маси ГТЕСУ з ТГВД та комерційного навантаження. Етапи ПЦ, розрахункові значення потужності та показника гібридизації ГТЕСУ за ПЦ наведені в додатку Д.

З метою отримання діаграми “дальність-вантаж” для проєктів пасажирських літаків виконано дослідження їх експлуатаційних характеристик при умові – $L_{\text{пол}} = \max$. При цьому були задані постійні параметри, які визначають обов’язкові умови польоту:

- $L_{\text{ЗПС}}$ - задана довжина ЗПС для кожного проєкту літака згідно вимог [2];
- $L_{\text{дист зл}}$ - потрібна дистанція для зльоту;
- $L_{\text{дист пос}}$ - потрібна дистанція для посадки;
- $M_{\text{ЛА пор}}$ - маса порожнього спорядженого літака;
- $M_{\text{пал рез}}$ - залишок палива на борту літака.

Для розрахунку характеристик ГТЕСУ змінними параметрами визначені:

- $P_{\text{гібр ГТЕСУ}}$ – показник гібридизації ГТЕСУ;
- $M_{\text{ГТЕСУ}}, V_{\text{ГТЕСУ}}$ – маса та об’єм ЕНС ГТЕСУ;
- $M_{\text{ком}}$ - маса комерційного навантаження (пасажирів, багаж, вантаж);
- $M_{\text{пал}}$ - маса палива на борту літака;
- $V_{\text{зліт}}$ - швидкість відриву передньої стійки шасі при зльоті;
- $V_{\text{пос}}$ - посадкова швидкість.

Швидкості $V_{\text{зліт}}, V_{\text{пос}}$ повинні лежати в допустимих межах для конфігурації закритків літака.

4.5.1 Льотно-технічні характеристики проєкту літака Пр-20_ГСУ з традиційною силовою установкою та гібридною турбоелектричною силовою установкою

Визначені вагові баланси літаків з традиційною СУ і ГТЕСУ за трьома схемами з різними рівнями гібридизації. Аналіз вагових балансів літаків показує, що злітна маса літака при збільшенні ступеню гібридизації очікувано зростає за рахунок додавання складових ЕнС ГТЕСУ.

В табл. 4.4 представлені результати зменшення валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ для проєкту літаків з традиційною СУ і ГТЕСУ за схемами №1-3 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$, $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ та $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$. Для Пр-20_ГСУ-1 надані злітні характеристики проєкту літака. Результати проведеного розрахунку дистанції та часу розбігу проєкту літака Пр20_ГСУ-1 з традиційною СУ та ГТЕСУ також представлені в табл. 4.4.

Таблиця 4.4 – Експлуатаційні характеристики проєкту літака Пр-20_ГСУ

Проект ЛА і показник гібридизації ГТЕСУ	L-410 UVP-E20	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$
Дистанція розбігу L_p для літака Пр-20_ГСУ-1, м	482	549	547	712
Час розбігу t_p для літака Пр-20_ГСУ-1, с	16,8	19,3	19,8	22,7
Швидкість відриву $V_{\text{відр}}$ літака Пр-20_ГСУ-1, км/год	170	180	180	190
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ для літака Пр-20_ГСУ-1	1,0	0,83	0,79	0,72

Продовження таблиці 4.4

Проект ЛА і показник гібридизації ГТЕСУ	L-410 UVP-E20	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}$ =0,2	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}$ =0,4	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}$ =0,6
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕΣ}}$ для літака Пр- 20_ГСУ-2	1,0	0,896	0,905	0,897
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕΣ}}$ для літака Пр- 20_ГСУ-3	1,0	0,89	0,9	0,88

На рис. 4.4 представлена отримана діаграма “дальність-вантаж” пасажирського літака Пр-20_ГСУ-1 з традиційною СУ та ГТЕСУ з $\Pi_{\text{ГТЕСУ}}=0,2$. Приріст граничних можливостей по дальності польоту літака Пр-20_ГСУ-1 з $\Pi_{\text{ГТЕСУ}}=0,2$ (рис. 4.4) обумовлений збільшенням запасу енергії на борту літака за рахунок додавання до вуглеводневого палива водневого палива та електричної енергії з АБ ГТЕСУ. При цьому виграш по дальності польоту проекту літака Пр-20_ГСУ-1 дещо зменшується з причини зростання його польотної маси.

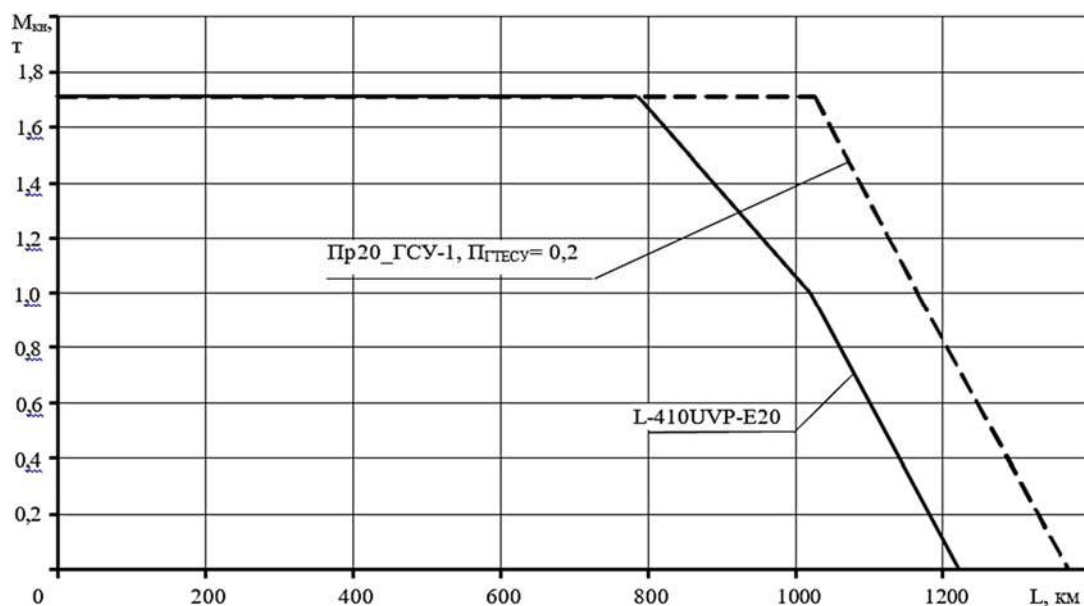


Рисунок 4.4 – Діаграма “дальність-вантаж” пасажирського літака L-410 UVP-E20 з традиційною СУ та проектом літака Пр20_ГСУ-1, $\Pi_{\text{ГТЕСУ}}=0,2$

Аналіз представлених результатів дозволяє зробити висновок про збільшення злітної дистанції та часу розбігу проєкту літака Пр20_ГСУ-1 з $\Pi_{\text{ГСУ}}=0,2$, що пояснюється збільшенням злітної маси літака з ГТЕСУ. При цьому різниця в злітних дистанціях літака та часу його розбігу стримується зростанням тягоозброєності літака з ГТЕСУ. Однак швидкість відриву літака від ЗПС визначається аеродинамікою літака (аеродинамічним коефіцієнтом максимально допустимої піднімальної сили літака), тому її зростання не стримується збільшенням сумарної потужності двигунів ГТЕСУ, а залежне від злітної маси літака.

Аналіз представлених результатів валових викидів шкідливих речовин дозволяє зробити висновок про перевагу проєкту літака Пр20_ГСУ-1, а найгірший результат у літака Пр20_ГСУ-3. На основі аналізу результатів розрахунку викидів шкідливих речовин представлена закономірність зміни валових викидів шкідливих речовин Пр-20_ГСУ-1 від показника гібридизації ГТЕСУ (рис. 4.5). Отримана закономірність дозволяє в першому наближенні оцінити вплив зміни валових викидів шкідливих речовин на покращення екологічних характеристик літака. В аналітичному вигляді ця закономірність може бути апроксимована таким рівнянням:

$$\Delta G_{\text{ЕΣ}} = 0,607 \cdot \Pi_{\text{ГТЕСУ}}^2 - 0,808 \cdot \Pi_{\text{ГТЕСУ}} + 0,992. \quad (4.1)$$

На рис. 4.6 представлена закономірність зміни часткового показника співвідношення енергій ξ_i для літака Пр-20_ГСУ-1 з $\Pi_{\text{ГТЕСУ}}=0,2$ від дальності польоту. Збільшення часткового показника співвідношення енергій ξ_i при збільшенні висоти польоту (режим набору висоти) пояснюється зменшенням потужності ТГвД при збільшенні висоти польоту. При цьому потужність ЕД вважається постійною. Негативне значення часткового показника співвідношення енергій ξ_i пояснюється заряджанням акумуляторних батарей ГТЕСУ для забезпечення вильоту ЛА на друге коло при невдалій посадці. В

крейсерському польоті ЕД не використовуються для запобігання дроселювання ГТД.

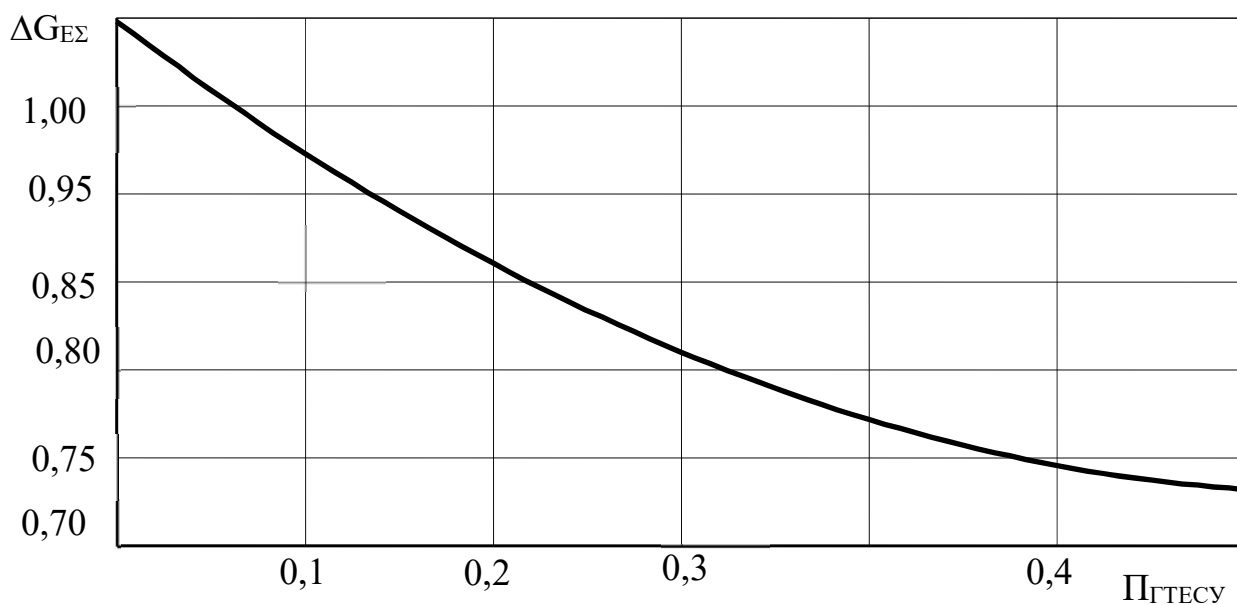


Рисунок 4.5 – Закономірність зміни валових викидів шкідливих речовин літака Пр20_ГСУ-1 від показника гібридизації

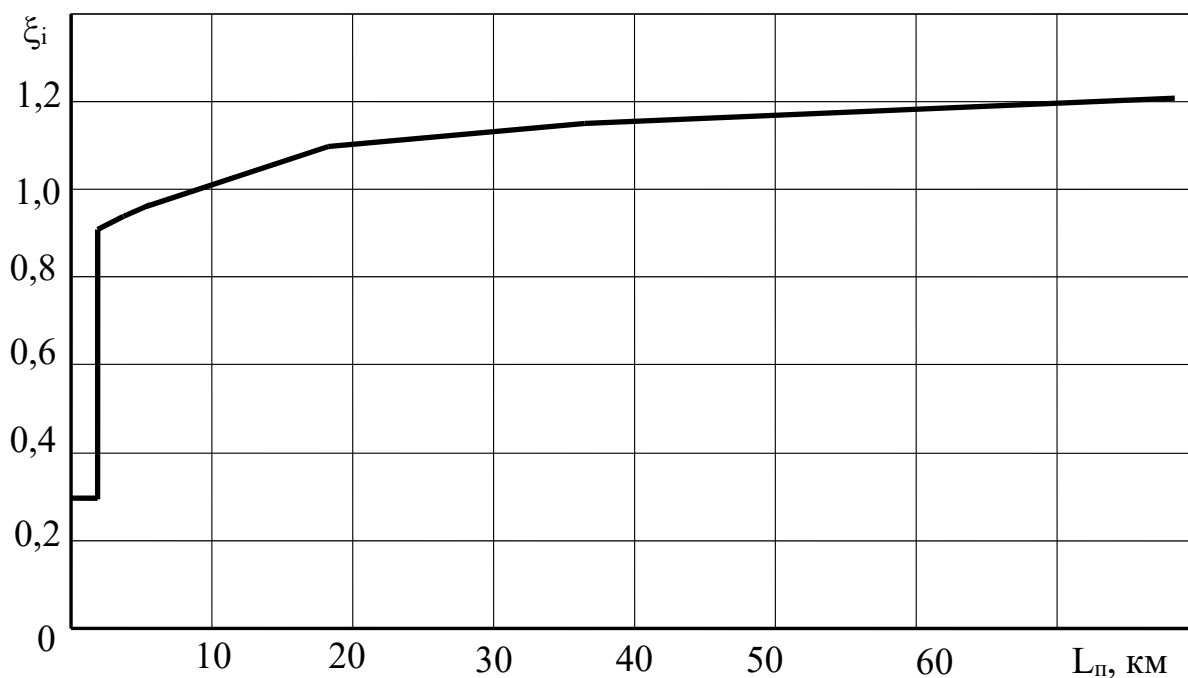


Рисунок 4.6 – Закономірність зміни часткового показника співвідношення енергій ξ_i літака Пр20_ГСУ-1 з $P_{ГТЕСУ}=0,2$ від дальності польоту

Аналіз представлених результатів злітних характеристик літака Пр20_ГСУ-1 дозволяє зробити висновок про можливість збереження категорії аеродромів при модифікації базової версії літака в гібридну у прийнятому типовому польоті, оскільки дистанція розбігу проєкту літака Пр20_ГСУ-1 з $\Pi_{\text{ГТЕСУ}}=0,6$ не перевищила 800 метрів. Такий результат пояснюється суттєвим зростанням тягоозброєності проєкту літака Пр20_ГСУ-1.

4.5.2 Льотно-технічні характеристики проєкту літака Пр-50_ГСУ з традиційною силовою установкою та гібридною турбоелектричною силовою установкою

Розраховані вагові баланси літаків з традиційною СУ і ГТЕСУ за трьома схемами та різними показниками гібридизації. Злітна маса літака при збільшенні показника гібридизації очікувано зростає за рахунок додавання складових електричної частини ГТЕСУ. В табл. 4.5 представлені розрахункові результати щодо зменшення валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{вс}}$ для проєкту літаків з традиційною СУ і ГТЕСУ за схемами №1-3 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,1$, $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,2$ та $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,3$.

Таблиця 4.5 – Експлуатаційні характеристики проєкту літака Пр-50_ГСУ

Назва характеристики	Значення параметру			
Проєкт ЛА і показник гібридизації ГТЕСУ	АН-140	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,1$	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,2$	$\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,3$
Дистанція розбігу L_p для літака Пр-50_ГСУ-1, м	833	821	823	821
Час розбігу t_p для літака Пр-50_ГСУ-1, с	22	23	23	23
Швидкість відриву $V_{\text{відр}}$ літака Пр-50_ГСУ-1, км/год	230	240	240	240

Продовження таблиці 4.5

Назва характеристики	Значення параметру			
Проект ЛА і показник гібридизації ГТЕСУ	Ан-140	$P_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,1$	$P_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$	$P_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,3$
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕЗ}}$ для літака Пр-50_ГСУ-1	1,0	0,81	0,79	0,78
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕЗ}}$ для літака Пр-50_ГСУ-2	1,0	0,8	0,79	0,78
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕЗ}}$ для літака Пр-50_ГСУ-3	1,0	0,84	0,85	0,85

Для проекту літака Пр-50_ГСУ-1 розраховані його злітні характеристики. На рис. 4.7 представлена отримана діаграма “дальність-вантаж” пасажирського літака Пр-50_ГСУ-1 з традиційною та гібридною СУ з $P_{\text{ГТЕСУ}}=0,1$. Приріст граничних можливостей по дальності польоту літака Пр-50_ГСУ-1 з $P_{\text{ГТЕСУ}}=0,1$ (рис. 4.7) обумовлений збільшенням запасу енергії на борту літака за рахунок додавання до вуглеводневого палива водневого палива та електричної енергії з АБ ГТЕСУ. При цьому вигаш по дальності польоту проекту літака Пр-50_ГСУ-1 дещо зменшується з причини зростання його польотної маси.

Аналіз результатів розрахунку злітних характеристик літака проекту Пр50_ГСУ-1 дозволяє зробити висновок про сталість злітної дистанції, часу розбігу, та деяке збільшення швидкості відриву літака від ЗПС при збільшенні показника гібридизації ГТЕСУ. Такий результат пояснюється суттєвим зростанням тягоозброєності літака з ГТЕСУ, яке переважає зростання злітної маси при відносно невеликому ступеню гібридизації ($P_{\text{ГТЕСУ}}=0,3$). Подібний висновок можливо отримати з аналізу результатів розрахунку злітних

характеристик проєкту літака Пр50_ГСУ-1 з $P_{ГТЕСУ}=0,3$, який має найбільшу злітну масу серед усіх літаків.

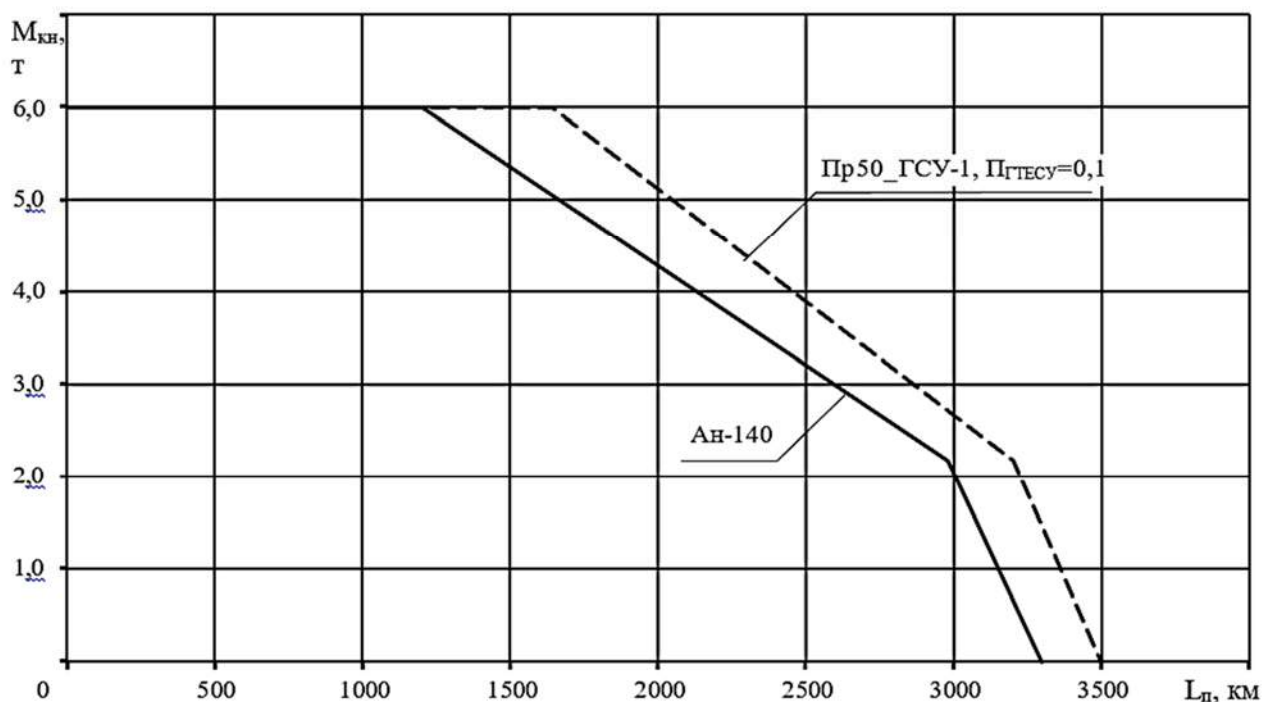


Рисунок 4.7 – Діаграма “дальність-вантаж” пасажирського літака Ан-140 з традиційною СУ та проєкту Пр50_ГСУ-1, $P_{ГТЕСУ}=0,1$

Таким чином, для проєкту літака Пр-50_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається перехід від довжини ЗПС по Code 2 до довжини ЗПС по Code 3.

4.5.3 Льотно-технічні характеристики проєкту літака Пр-100_ГСУ з традиційною силовою установкою та гібридною турбоелектричною силовою установкою

Розраховані вагові баланси літаків з традиційною СУ і ГТЕСУ за трьома схемами. Аналіз вагових балансів літаків показує, що злітна маса літака при збільшенні ступеню гібридизації очікувано зростає за рахунок додавання складових електричної частини ГТЕСУ.

В табл. 4.6 представлені розрахункові результати щодо зменшення валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ для проєкту літаків з традиційною і ГТЕСУ за схемами №1-3 при $P_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,1$, $P_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,2$ та $P_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,3$.

Таблиця 4.6 – Експлуатаційні характеристики проєкту літака Пр-100_ГСУ

Назва характеристики	Значення параметру			
Проект ЛА і показник гібридизації ГТЕСУ	АН-158ТГВД	$P_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,1$	$P_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,2$	$P_{\text{Гібр ГТЕСУ}}=0,3$
Дистанція розбігу L_r для літака Пр-100_ГСУ-1, м	607	716	715	775
Час розбігу t_r для літака Пр-100_ГСУ-1, с	14	15	15	16
Швидкість відриву $V_{\text{відр}}$ літака Пр-100_ГСУ-1, км/год	280	300	300	310
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ для літака Пр-100_ГСУ-1	1,0	0,89	0,86	0,85
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ для літака Пр-100_ГСУ-2	1,0	0,89	0,87	0,85
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ для літака Пр-100_ГСУ-3	1,0	0,92	0,92	0,92

Для проєкту літака Пр-100_ГСУ-1 розраховані злітні характеристики. Результати проведеного розрахунку дистанції та часу розбігу проєкту літака Пр100_ГСУ-1 з традиційною СУ та ГТЕСУ також представлені в табл. 5.6. На рис. 4.8 представлена отримана діаграма “дальність-вантаж” пасажирського літака Пр-100_ГСУ-1 з традиційною та гібридною силовою установкою з $P_{\text{ГТЕСУ}}=0,1$.

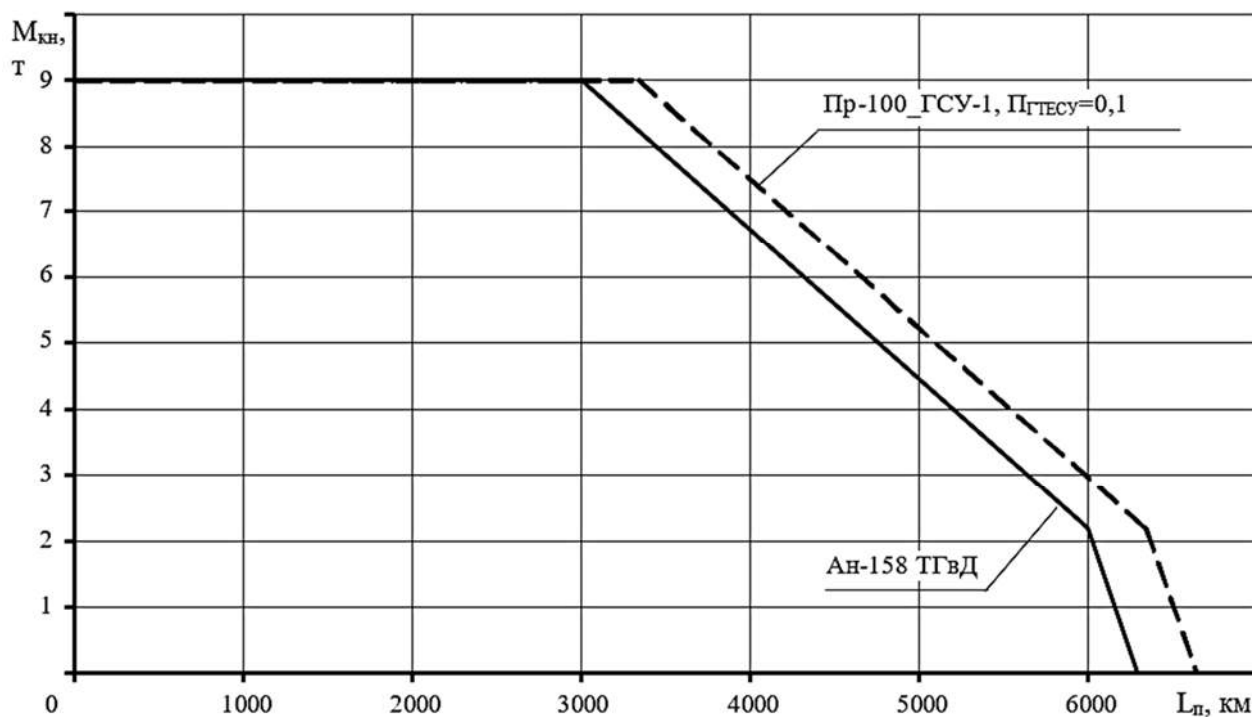


Рисунок 4.8 – Діаграма “дальність-вантаж” пасажирського літака Ан-158ТГВД з традиційною СУ та Пр-100_ГСУ-1, $\Pi_{ГТЕСУ}=0,1$

Приріст граничних можливостей по дальності польоту літака Пр-100_ГСУ-1 з $\Pi_{ГТЕСУ}=0,1$ (рис. 4.8) обумовлений збільшенням запасу енергії на борту літака за рахунок додавання до вуглеводневого палива деякої кількості водневого палива та електричної енергії з акумуляторних батарей ГТЕСУ. При цьому виграш по дальності польоту проєкту літака Пр-100_ГСУ-1 дещо зменшується з причини зростання його польотної маси. Аналіз результатів розрахунку злітних характеристик дозволяє зробити висновок про сталість злітної дистанції, часу розбігу, та деяке збільшення швидкості відриву літака від ЗПС при збільшенні показника гібридизації ГТЕСУ. Зменшення валових викидів шкідливих речовин гібридних модифікацій літаків стало менше очікуваного рівня для всіх модифікацій. Це пояснюється збільшенням польотної маси гібридних модифікацій літаків та необхідністю дроселювання ТГВД в крейсерському польоті. Перший фактор негативно впливає на злітно-посадкові характеристики гібридних модифікацій літаків, а другий фактор негативно

впливає на валові викиди шкідливих речовин, оскільки дроселювання ТГвД збільшує питому витрату палива.

Таким чином, для проєкту літака Пр-100_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається граничне значення довжини ЗПС по Code 3 - до 1800 м.

4.6 Результати дослідження паливної та екологічної ефективності в залежності від показника гібридизації для різних класів літаків

З метою обґрунтування одержаних результатів щодо вибору найкращої паливної та екологічної ефективності в залежності від показника гібридизації та визначення раціонального діапазону застосування ГТЕСУ проведено дослідження експлуатаційних характеристик проєктів літаків. З урахуванням результатів розрахунку параметрів ЕнС, визначено задачі і цільові функції для різних проєктів літаків:

- а) літак для перевезення 20 пасажирів, дальність польоту на 500 км;
- б) літак для перевезення 50 пасажирів, дальність польоту на 1000 км;
- в) літак для перевезення 100 пасажирів, дальність польоту на 2000 км.

Основні розрахункові експлуатаційні характеристики проєкту літака Пр-20_ГСУ для трьох схем ГТЕСУ і при заданій протяжності маршруту $L_{\text{п}} = 500$ км приведені в табл. 4.7. Результати чисельних розрахунків для проєкту літака Пр-50_ГСУ ($L_{\text{п}} = 1000$ км) наведені в табл. 4.8, а для проєкту літака Пр-100_ГСУ ($L_{\text{п}} = 2000$ км) – в табл. 4.9.

Для визначених проєктів пасажирських літаків виконано дослідження їх експлуатаційних характеристик при умові – $L_{\text{пол}} = \text{const}$, $\Pi_{\text{гібр ГТЕСУ}} = \text{max}$. При цьому були задані постійні параметри, які визначають обов'язкові умови польоту:

- $L_{\text{ЗПС}}$ - задана довжина ЗПС для кожного проєкту літака згідно вимог [2];
- $L_{\text{дист зл}}$ - потрібна дистанція для зльоту;
- $L_{\text{дист пос}}$ - потрібна дистанція для посадки;

- $M_{\text{ЛІА пор}}$ - маса порожнього спорядженого літака;
- $M_{\text{пал рез}}$ - залишок палива на борту літака.

Для розрахунку характеристик ГТЕСУ змінними параметрами визначені:

- $M_{\text{ГТЕСУ}}$, $V_{\text{ГТЕСУ}}$ – маса та об'єм ЕНС ГТЕСУ;
- $M_{\text{ком}}$ - маса комерційного навантаження (пасажери, багаж, вантаж);
- $M_{\text{пал}}$ - маса палива на борту літака;
- $V_{\text{зліт}}$ - швидкість відриву передньої стійки шасі при зльоті;
- $V_{\text{пос}}$ - посадкова швидкість.

Швидкості $V_{\text{зліт}}$, $V_{\text{пос}}$ повинні лежати в допустимих межах для конфігурації закрилків літака.

Дослідження виконано з метою порівняння паливної і екологічної ефективності на визначеній дальності польоту регіональних літаків різної пасажиромісткості при максимальному показнику гібридизації ГТЕСУ.

Таблиця 4.7 – Основні експлуатаційні дані проєкту літака Пр-20_ГСУ ($L_{\text{п}}=500$ км).

Назва характеристики		Пр-20_ГСУ-1			Пр-20_ГСУ-2			Пр-20_ГСУ-3		
Величина $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}$	Базова модель	0,2	0,4	0,6	0,2	0,4	0,6	0,2	0,4	0,6
Витрати палива за ПЦ, кг	463,4	357,6	337,2	306,6	415,3	418,6	415,2	412,7	415,7	406,6
Годинна витрата палива за ПЦ, кг/год	247,1	197,7	179,0	156,5	229,6	222,2	212,0	228,2	219,7	207,6
Годинна витрата палива на крейсерському режимі, кг/год	250,7	222,2	189,4	159,4	254,0	232,6	214,7	251,8	227,4	207,0
Середня кілометрова витрата палива на крейсерському режимі, кг/км	0,7509	0,7344	0,7102	0,6965	0,7336	0,7097	0,6949	0,7272	0,6941	0,6701
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ за ПЦ	1,0	0,83	0,79	0,72	0,896	0,905	0,896	0,89	0,90	0,88

Таблиця 4.8 – Основні експлуатаційні дані проєкту літака Пр-50_ГСУ ($L_{\text{п}}=1000$ км).

Назва характеристики		Пр-50_ГСУ-1			Пр-50_ГСУ-2			Пр-50_ГСУ-3		
Величина $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}}$	Базова модель	0,1	0,2	0,3	0,1	0,2	0,3	0,1	0,2	0,3
Витрати палива за ПЦ, кг	1650,7	1331,4	1309,6	1293,5	1322,5	1300,6	1283,8	1382,2	1390,9	1410,3
Годинна витрата палива за ПЦ, кг/год	647,4	508,8	518,7	510,6	505,4	515,1	506,8	528,3	550,9	556,7
Годинна витрата палива на крейсерському режимі, кг/год	563,2	511,5	503,9	494,6	506,0	498,3	488,5	526,6	530,6	533,4
Середня кілометрова витрата палива на крейсерському режимі, кг/км	1,2237	1,1692	1,1858	1,2018	1,1573	1,1735	1,1886	1,1444	1,1530	1,1587
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ за ПЦ	1,0	0,81	0,79	0,78	0,80	0,79	0,78	0,84	0,85	0,853

Таблиця 4.9 – Основні експлуатаційні дані проєкту літака Пр-100_ГСУ ($L_{\text{п}}=2000$ км).

Назва характеристики		Пр-100_ГСУ-1			Пр-100_ГСУ-2			Пр-100_ГСУ-3		
Величина $P_{\text{гібр ГТЕСУ}}$	Базова модель	0,1	0,2	0,3	0,1	0,2	0,3	0,1	0,2	0,3
Витрати палива за ПЦ, кг	6273,6	5619,8	5469,0	5352,8	5586,4	5434,4	5311,6	5761,1	5742,7	5743,5
Годинна витрата палива за ПЦ, кг/год	1991,4	1779,7	1745,8	1717,9	1769,2	1734,8	1704,6	1824,5	1833,2	1843,2
Годинна витрата палива на крейсерському режимі, кг/год	1831,2	1731,6	1717,2	1707,4	1714,9	1700,0	1687,0	1762,8	1783,4	1804,1
Середня кілометрова витрата палива на крейсерському режимі, кг/км	2,4702	2,4279	2,4856	2,5439	2,4054	2,4624	2,5163	2,3778	2,4056	2,4355
Зміна валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕЗ}}$ за ПЦ	1,0	0,89	0,86	0,85	0,89	0,87	0,85	0,92	0,918	0,916

Для проєкту літака Пр-20_ГСУ ($L_{\text{п}} = 500$ км) паливна ефективність ГТЕСУ краща, ніж у базової моделі СУ. Величина годинної витрати палива за ПЦ менша, ніж у базової моделі при всіх показниках гібридизації для всіх схем ЕнС ГТЕСУ. Наприклад, за схемою ЕнС ГТЕСУ №1 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ - годинна витрата палива за ПЦ на 20 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ - на 27,5 % менша, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ - на 36,7% менша. За схемою ЕнС ГТЕСУ №2 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ - годинна витрата палива за ПЦ на 7% менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ - на 10% менша, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ - на 14,2 % менша. За схемою ЕнС ГТЕСУ №3 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ - годинна витрата палива за ПЦ на 7,6 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ - на 11 % менша, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ - на 16 % менша.

Екологічна ефективність ГТЕСУ теж краща, ніж у базової моделі СУ. Різниця валових викидів шкідливих речовин $\Delta G_{\text{ЕС}}$ за ПЦ у порівнянні з базовою моделлю за схемою ЕнС ГТЕСУ №1 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ - на 17% менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ - на 21 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$, на 28 % менше. Для схеми ЕнС ГТЕСУ №2 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ - на 10,4 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ - на 10 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ на 10,4 % менше. Для схеми ЕнС ГТЕСУ №3 при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ - на 11 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,4$ - на 10 % менше, при $\Pi_{\text{Гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ на 12 % менше.

Аналіз результатів дослідження показує, що найкращі результати по зменшенню валових викидів шкідливих речовин для проєкту літака Пр-20_ГСУ забезпечує схема ЕнС ГТЕСУ №1. Це пояснюється відсутністю дроселювання ТГВД в цій схемі на крейсерському режимі польоту, запасами водню і електричної енергії в АБ. Потенційно така схема може забезпечити ще більший виграш по зменшенню валових викидів шкідливих речовин при реалізації концепції “однорежимного ТГВД”, який забезпечує найнижчу питому витрату палива без дроселювання.

Для проєкту літака Пр-50_ГСУ ($L_{\text{п}} = 1000$ км) паливна ефективність ГТЕСУ має кращі показники, ніж у базової моделі СУ. Величина годинної витрати палива за ПЦ менша, ніж у базової моделі при всіх показниках гібридизації для всіх схем ЕнС ГТЕСУ. Найбільше покращення годинної витрати

палива за ПЦ у схеми ЕнС ГТЕСУ №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$, яке дорівнює 21,9 %. Найменше покращення паливної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №3 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 14 %.

Найбільше покращення екологічної ефективності у схем ЕнС ГТЕСУ №1 та №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 22 %. Найменше покращення екологічної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №3 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 14,7 %.

Для проєкту літака Пр-100_ГСУ ($L_{\text{п}} = 2000$ км) паливна ефективність ГТЕСУ має кращі показники, ніж у базової моделі СУ. Величина годинної витрати палива за ПЦ менша, ніж у базової моделі при всіх показниках гібридизації для всіх схем ЕнС ГТЕСУ. Найбільше покращення годинної витрати палива за ПЦ у схеми ЕнС ГТЕСУ №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 14,4 %. Найменше покращення паливної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №3 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 7,4 %.

Найбільше покращення екологічної ефективності у схем ЕнС ГТЕСУ №1 та №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 15 %. Найменше покращення екологічної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №3 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$, яке дорівнює 8 %.

Таким чином, застосування розробленої ЕнС ГТЕСУ завжди показує позитивний ефект з точки зору покращення паливної і екологічної ефективності. Найбільше покращення паливної і екологічної ефективності забезпечує схема ЕнС ГТЕСУ №1 для літака Пр-20_ГСУ при максимальному показнику гібридизації. Однак збільшення показника гібридизації тягне за собою збільшення маси ЕнС ГТЕСУ і, відповідно, маси ЛА. Застосування різних схем ЕнС для різних класів пасажирських літаків показує висновок: чим більша дальність польоту літака, тим менша частка виграшу у паливній і екологічній ефективності ГТЕСУ. Це можливо пояснити тим, що звичайний літак з ТГВД у міру вироблення палива стає легшим, що вимагає менше енергетичних витрат на його утримання у повітрі протягом польоту. Літак з гібридною ЕнС (ЕД, АБ, бак з воднем, риформер та інше необхідне обладнання) свою вагу не втрачає і тому літак з ГТЕСУ продовжує витрачати енергію на транспортування гібридної ЕнС у повітрі до самої посадки. Чим більший пасажирський літак, тим більша ЕнС

ГТЕСУ потрібна для забезпечення ПЦ. Максимальний економічний та екологічний ефект при існуючих технологіях досягається на коротких і середніх регіональних маршрутах польоту пасажирських літаків (до 1500 км).

4.7. Формування рекомендацій щодо розробки енергетичних систем гібридних турбоелектричних силових установок із заданими технічними вимогами

На основі проведених пошукових досліджень характеристик ЕнС ГТЕСУ можливо сформулювати рекомендації щодо проєктування, застосування та вибору раціонального робочого процесу ЕнС ГТЕСУ із заданими технічними вимогами:

1. Необхідність залучення більшої кількості спеціалізованих фахівців.

Оскільки гібридний ЛА складніший за традиційний, то існує вимога щодо участі у створенні гібридного ЛА більшої кількості різних фахівців, які мають забезпечити надійність і ефективність роботи у своєму напрямку діяльності або галузі. Вибір раціональних параметрів робочого процесу ЕнС ГТЕСУ із заданими технічними вимогами вимагає залучення міждисциплінарних фахівців: інженерів-хіміків (виробництво), матеріалознавців (зберігання/транспортування), енергетиків (паливні елементи), а також експертів з безпеки, екології та економіки. Також потрібні фахівці з електролізу, мембранних технологій, кріогеніки та інтеграції водню в енергетичну інфраструктуру.

2. Необхідність подальшого розвитку концепції “однорежимного ГТД”.

Найкращі результати по зменшенню валових викидів шкідливих речовин забезпечує схема ГТЕСУ №1. Це пояснюється відсутністю дроселювання ТГВД в цій схемі на крейсерському режимі польоту, запасами водню і електричної енергії в АБ. Потенційно така схема може забезпечити ще більший вигравш по зменшенню валових викидів шкідливих речовин при реалізації концепції «однорежимного ГТД», який забезпечує найнижчу питому витрату палива двигуна непрямой реакції, який не дроселюється. ГТЕСУ за схемою №1 є найбільш складною і літак з нею має найбільшу злітну масу. При цьому

вирішення компоновання ГТЕСУ в системі ЛА має можливість реалізації більш простих схем для задоволення технічних вимог.

3. Необхідність аеродинамічної інтеграції СУ і планера літака для компенсації вагової недосконалості ГТЕСУ.

Рекомендовані аеродинамічні удосконалення літаків з ГТЕСУ показано на рис. 4.9.

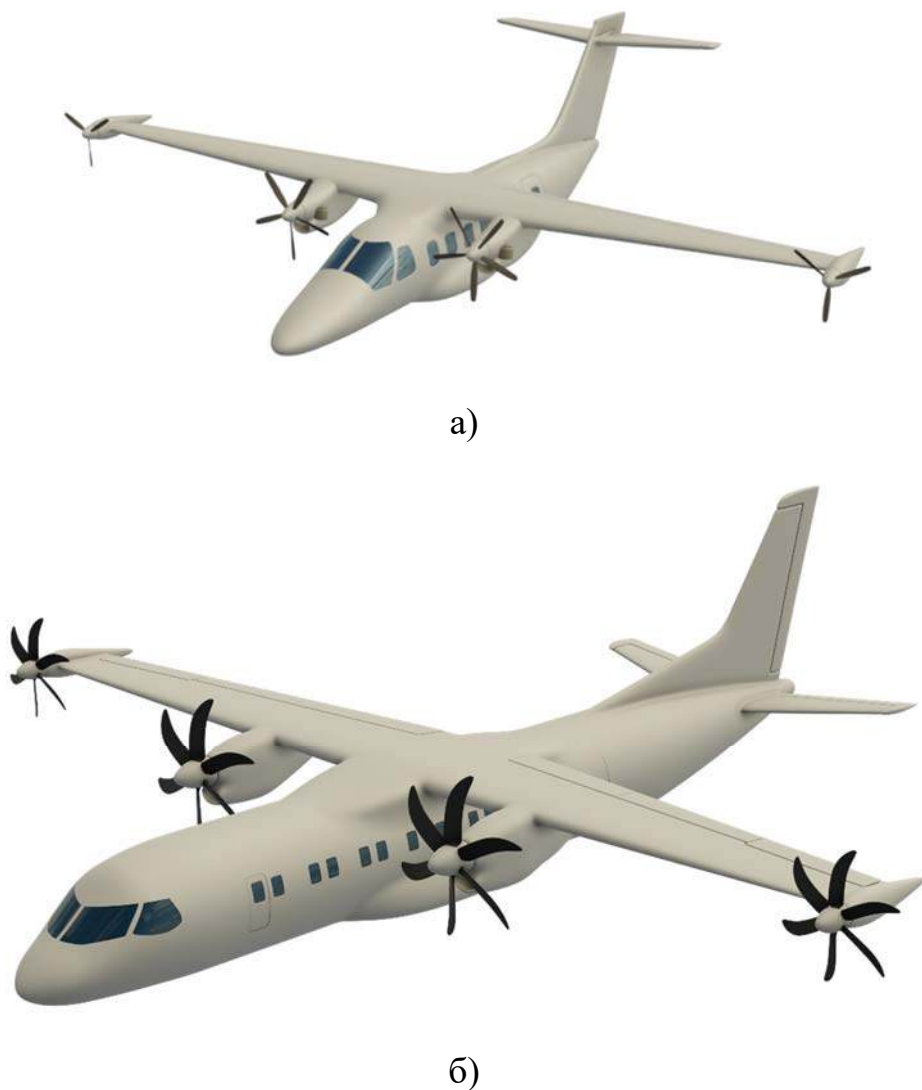


Рисунок 4.9 – Вигляд компоновальної схеми проєктів перспективних пасажирських літаків Пр-20_ГСУ-1 (а) та Пр-50_ГСУ-1 (б).

Компоновальні схеми проєкту перспективного пасажирського літака Пр-20_ГСУ передбачають:

- установка кінцевих ПГ протилежного обертання на крилі для зниження індуктивного опору літака, які дозволять збільшити ефективне подовження крила (мотогондоли двигунів на кінцях крила зменшують перетікання з нижньої поверхні крила на верхню);
- зменшення інтенсивності кінцевих вихорів, що призведе до зниження індуктивного опору крила (оціночно до 10...15 %) на основі закручених струменів від повітряних гвинтів різного напрямку обертання;
- зменшення інтенсивності аеродинамічного шуму за допомогою розподілу навантаження на велику поверхню гвинтів, що ометається.

4. Необхідність модульності ГТЕСУ і планера літака для розширення номенклатури завдань літака, задовільнення прогнозованих екологічних вимог до літака у майбутньому.

Необхідність задовільнення прогнозованих екологічних вимог до літака у майбутньому актуалізує розробку концепції швидкозйомних підвісних акумуляторних (водневих) баків (ПАБ) на пасажирських літаках для забезпечення потрібного показника гібридизації без перероблення конструкції базового літака з ГТЕСУ. Такий підхід не вимагає зміни або порушення центрування літака, додаткового часу для підзарядки бортових акумуляторів, зміни маси корисного навантаження літака. При цьому ПАБ використовуються не тільки та не стільки для збільшення дальності польоту, скільки для забезпечення екологічних вимог та безпеки польоту.

Окрім цього, з'являється можливість знизити вірогідність вразливості пасажирського літака. Як відомо, сучасні пасажирські літаки вразливі до військових та терористичних загроз. Потенційне використання на зовнішній підвісці замість ПАБ підвісних захисних контейнерів (або хибних цілей) дозволять знизити рівень цієї вразливості без переробки базової конструкції літака.

4.8 Висновки за четвертим розділом

1. Розроблені компоувальні схеми 3 проєктів пасажирських літаків з ГТЕСУ на 20, 50, 100 пасажирів та сформовано 3 енергетичні системи для проєктів пасажирських літаків. Визначені фізичні параметри складових ЕнС та умови споживання енергії у ПЦ.

2. Отримані нові залежності маси та об'єму ЕнС ГТЕСУ від показника гібридизації для нових проєктів пасажирських літаків. На основі удосконаленої методики розрахунку характеристик ЕнС можливо спрогнозувати масо-габаритні параметри ЕнС ГТЕСУ для забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації всього ЛА.

3. Досліджені експлуатаційні характеристики проєктів літаків Пр-20_ГСУ, Пр-50_ГСУ та Пр-100_ГСУ з традиційною СУ та ГТЕСУ. Побудовані діаграми “вантаж-дальність” для визначених проєктів літаків. Показано, що для пасажирських літаків з ГТЕСУ дальність польоту збільшилась на 21,6 % при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ для проєкту Пр20_ГСУ-1, на 26,8 % при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$ для проєкту Пр50_ГСУ-1, на 11,3 % при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$ для проєкту Пр100_ГСУ-1.

4. Визначений вплив показника гібридизації ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ на експлуатаційні характеристики та діапазон застосування проєктів пасажирських літаків. Отримана закономірність зміни валових викидів шкідливих речовин літака Пр20_ГСУ-1 від показника гібридизації ГТЕСУ. Рівняння дозволяє оцінити вплив зміни валових викидів шкідливих речовин на покращення екологічних характеристик пасажирського літака.

5. Досліджена паливна та екологічна ефективність для проєктів літаків Пр-20_ГСУ, Пр-50_ГСУ, Пр-100_ГСУ з різними показниками гібридизації ГТЕСУ та різної дальності польоту літаків. Для проєкту Пр-20_ГСУ ($L_{\text{п}} = 500$ км) найбільше покращення паливної ефективності забезпечила схема ЕнС ГТЕСУ №1 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ і дорівнює 36,6 %. Найбільше покращення екологічної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №1 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,6$, яке дорівнює 28 %.

Для проєкту Пр-50_ГСУ ($L_{\text{п}} = 1000$ км) найбільше покращення паливної ефективності забезпечила схема ЕНС ГТЕСУ №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$ і дорівнює 21,9 %. Найбільше покращення екологічної ефективності у схеми ЕНС ГТЕСУ №1 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 22 %.

Для проєкту Пр-100_ГСУ ($L_{\text{п}} = 2000$ км) найбільше покращення паливної ефективності забезпечила схема ЕНС ГТЕСУ №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$ і дорівнює 14,4 %. Найбільше покращення екологічної ефективності у схем ЕНС ГТЕСУ №1, 2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 15 %.

6. На основі результатів досліджень проєктів пасажирських літаків пропонується концепція використання електричної складової ГТЕСУ – “тільки зліт - набір висоти”. Ця концепція передбачає застосування теплової складової ГТЕСУ на всіх режимах польоту пасажирського літака та суттєве збільшення електричної складової ГТЕСУ (до 90 %) виключно на етапах зльоту і набору висоти ешелону.

7. Результати досліджень показують, що збільшення злітної маси пасажирських літаків з ГТЕСУ суттєво погіршує злітні характеристики цих літаків. Цей фактор суттєво ускладнює використання літаків з ГТЕСУ за прямим призначенням, а також зумовлює неможливість збереження категорії аеродромів при модифікації базової версії літака в гібридну версію. Для проєкту літака Пр-20_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається перехід від довжини ЗПС по Code 1 до довжини ЗПС по Code 2. Це припущення дозволяє визначити граничну масу літака Пр-20_ГСУ з ГТЕСУ. Для проєкту літака Пр-50_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається перехід від довжини ЗПС по Code 2 до довжини ЗПС по Code 3. Для проєкту літака Пр-100_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається граничне значення довжини ЗПС по Code 3 - до 1800 м.

8. Сформовані рекомендації щодо подальшої розробки ЕНС ГТЕСУ з ТГвД із заданими технічними вимогами.

Список літератури до четвертого розділу

1. Aerodromes. – URL: <https://www.ibneditore.it/wp-content/uploads/2023/10/AirportCategories.pdf>.
2. ICAO Standards and Recommended Practices: Annex 16 - Environmental Protection, Volume II - Aircraft Engine Emissions. – 2017. - 174 p.
3. Katalog Progress. - Accepted: https://progress.gov.ua/wp-content/uploads/2018/08/katalog-progress-2018-2019_arcraft.pdf.
4. Белогузов В.С. Практическая аэродинамика самолета Л-410УВП [учебное пособие] / Белогузов В.С. – Кировоград: ГЛАУ, 2001. – 108 с.
5. Ковалев А.И. Самолет Л-410УВП: Конструкция и летная эксплуатация – М.: Транспорт, 1988. – 86с.
6. Airplane Flight Manual for L-410UVP-E20. – LET a.s., 68604, Kunovice, Czech Republic. – 1998. – 722 p.
7. EV-55 Outback. - URL: <https://www.evektor.cz/aircraft-technical-specification/ev-55-outback>. – Accessed 02.06.2025 ; Aircraft Review: Evektor EV-55 Outback by Auctusdelineations. - URL: <https://xplanereviews.com/index.php?forums/topic/648-aircraft-review-evektor-ev-55-outback-by-auctusdelineations/>. – Accessed 02.06.2025.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі сформульовано і вирішено актуальну науково-технічну задачу щодо покращення паливної та екологічної ефективності ГТЕСУ з ТГвД для пасажирського літака на основі удосконалення ЕнС з ЕД та ПЕ. На основі проведених теоретичних та експериментальних досліджень отримано нові наукові результати:

1. Проведено детальний аналіз та обґрунтований напрямок покращення характеристик ГТЕСУ з ТГвД для пасажирського літака на основі застосування гібридизації СУ. Аналіз концепцій створення або модернізації пасажирських літаків показав надзвичайну актуальність розробки ГТЕСУ з ТГвД. Це зумовлено необхідністю покращення екологічних показників, підвищення економічної ефективності перевезень та покращення експлуатаційних характеристик пасажирських літаків.

2. Удосконалено метод обґрунтування параметричного обриса ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ для пасажирського літака. На відміну від попередніх, удосконалений метод базується на нових математичних моделях розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ, математичній моделі розрахунку валових викидів забруднюючих речовин за ПЦ. Удосконалений метод розширив область дослідження проєктно-конструкторських рішень щодо створення ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ і застосуванням відповідних показників гібридизації.

3. Удосконалено методику розрахунку характеристик ЕнС ГТЕСУ з ТГвД, ЕД та ПЕ, яка відрізняється від попередніх тим, що дослідження робочого процесу енергетичної системи включає багатоджерельну архітектуру та синергію теплових, електричних і водневих компонентів для підвищення паливної та екологічної ефективності. Такий спосіб організації робочого процесу ГТЕСУ дозволив збільшити потужність ТГвД на режимах зльоту та набору висоти і зменшити валові викиди забруднюючих речовин у порівнянні з традиційною СУ.

4. Удосконалено показник гібридизації для оцінювання ГТЕСУ з ТГВД, ЕД та ПЕ. На відміну від попередніх, удосконалений показник ураховує внесок того чи іншого джерела енергії (гас, водень, SAF) у процес отримання загальної кількості доступної електричної енергії (потужності) на валу повітряного гвинта та враховує часткові масові показники гібридизації ГТЕСУ на всіх етапах ПЦ пасажирського літака.

5. Розроблена математична модель робочого процесу ТГВД, методика визначення аеродинамічних характеристик повітряного гвинта, а також математична модель визначення валових викидів забруднюючих речовин з ГТЕСУ.

6. Отримано нові залежності маси та об'єму ЕнС ГТЕСУ від показника її гібридизації для нових проєктів пасажирських літаків вміщенням 20, 50 та 100 пасажирів. Отримані нові залежності відрізняються від відомих тим, що враховують вплив ступеню гібридизації на масо-габаритні характеристики ГТЕСУ з ТГВД, ЕД та ПЕ і уточнюють граничні діапазони їх застосування на пасажирському літаку. На основі отриманих залежностей можливо спрогнозувати параметричний обрис ЕнС ГТЕСУ з ТГВД для забезпечення необхідного (очікуваного) ступеня гібридизації всього пасажирського літака на етапах його проєктування як нового або проведення модернізації/модифікації існуючого літака.

7. Розроблені компоувальні схеми 3-х пасажирських літаків з різними схемами ГТЕСУ для перевезення 20, 50 та 100 пасажирів. Розроблені проєкти літаків мають кращі аеродинамічні характеристики, ніж прототипи. Розраховані льотно-технічні характеристики проєктів літаків, визначений вплив експлуатаційних факторів на злітні характеристики проєктів літаків з традиційною СУ та ГТЕСУ.

8. Досліджені експлуатаційні характеристики проєктів літаків Пр-20_ГСУ, Пр-50_ГСУ та Пр-100_ГСУ з традиційною СУ та ГТЕСУ. Побудовані діаграми “вантаж-дальність” для визначених проєктів літаків. Показано, що найкращі результати по зменшенню валових викидів шкідливих речовин для проєктів

літаків забезпечує схема ЕнС ГТЕСУ №1. Це пояснюється відсутністю дроселювання ТГВД в цій схемі на крейсерському режимі польоту, запасами водню і електричної енергії в АБ. Запропонована концепція “однорежимного ТГВД”, який забезпечує найнижчу питому витрату палива без дроселювання.

9. Показано, що для пасажирських літаків з ГТЕСУ дальність польоту збільшилась на 21,6 % при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,2$ для проєкту Пр20_ГСУ-1, на 26,8 % при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$ для проєкту Пр50_ГСУ-1, на 11,3 % при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$ для проєкту Пр100_ГСУ-1.

10. На основі результатів досліджень проєктів пасажирських літаків запропоновано концепцію використання електричної складової ГТЕСУ – “тільки зліт - набір висоти”. Ця концепція передбачає застосування теплової складової ГТЕСУ на всіх режимах польоту пасажирського літака та суттєве збільшення електричної складової ГТЕСУ (до 90 %) виключно на етапах зльоту і набору висоти ешелону.

9. Досліджена паливна та екологічна ефективність для проєктів літаків Пр-20_ГСУ, Пр-50_ГСУ, Пр-100_ГСУ з різними показниками гібридизації ГТЕСУ та різної дальності польоту літаків. Для проєкту Пр-20_ГСУ ($L_{\text{п}} = 500$ км) найбільше покращення паливної ефективності забезпечила схема ЕнС ГТЕСУ №1 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,6$ і дорівнює 36,6 %. Найбільше покращення екологічної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №1 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,6$, яке дорівнює 28 %.

Для проєкту Пр-50_ГСУ ($L_{\text{п}} = 1000$ км) найбільше покращення паливної ефективності забезпечила схема ЕнС ГТЕСУ №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,1$ і дорівнює 21,9 %. Найбільше покращення екологічної ефективності у схеми ЕнС ГТЕСУ №1 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 22 %.

Для проєкту Пр-100_ГСУ ($L_{\text{п}} = 2000$ км) найбільше покращення паливної ефективності забезпечила схема ЕнС ГТЕСУ №2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$ і дорівнює 14,4 %. Найбільше покращення екологічної ефективності у схем ЕнС ГТЕСУ №1, 2 при $P_{\text{гібр ГТЕСУ}} = 0,3$, яке дорівнює 15 %.

11. Показано, що збільшення злітної маси пасажирських літаків з ГТЕСУ суттєво погіршує злітні характеристики цих літаків. Цей фактор суттєво ускладнює використання літаків з ГТЕСУ за прямим призначенням, а також зумовлює неможливість збереження категорії аеродромів при модифікації базової версії літака в гібридну версію. Для проєкту літака Пр-20_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається перехід від довжини ЗПС по Code 1 до довжини ЗПС по Code 2. Це припущення дозволяє визначити граничну масу літака Пр-20_ГСУ з ГТЕСУ. Для літака Пр-50_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається перехід від довжини ЗПС по Code 2 до довжини ЗПС по Code 3. Для літака Пр-100_ГСУ при переході від традиційної СУ до ГТЕСУ приймається граничне значення довжини ЗПС по Code 3 - до 1800 м.

Усі поставлені в роботі наукові завдання вирішено з отриманням позитивних результатів, мету дослідження досягнуто.

Перспективними завданнями подальших досліджень є:

- удосконалення аеродинамічних характеристик проєктів пасажирських літаків з ГТЕСУ на основі установки кінцевих ПГ протилежного обертання на крилі;
- розробка концепції швидкозйомних підвісних під крилом літака акумуляторних (водневих) баків для забезпечення потрібного ступеню гібридизації без перероблення конструкції літака з ГТЕСУ;
- детальне вивчення схем ГТЕСУ із впорскуванням води, водневої суміші та SAF, які застосовуються на ЛА з дальністю польоту більше 2000 км.

ДОДАТОК А

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ ТА ВІДОМОСТІ ПРО АПРОБАЦІЮ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЇ

Праці, в яких опубліковано основні наукові результати дисертації:

*Публікації в іноземних виданнях та фахових виданнях, які включені до
міжнародних наукових баз даних:*

1. Loginov V, Ukrainets Ye, Kravchenko I, Yelans'ky O, Fil S, Pushylin O. Regional passenger aircraft type of An-158 with a hybrid propulsion parametric concept/Transactions on Aerospace Research. 2024. Vol. 277 No. 4. p. 14-26. DOI: 10.2478/tar-2024-0020. (SCOPUS).
2. Pushylin O., Loginov V. Selection of indicators for assessing the efficiency of hybrid turbo-electric propulsion system configurations for passenger aircraft / Transactions on Aerospace Research. 2025. Vol. 278 No. 1. p. 85-97. DOI: 10.2478/tar-2025-0005. (SCOPUS).
3. Loginov, V., Pushylin, O., Tsaglov, O. (2025). Review and Analysis of Integration Properties of an Aircraft with a Hybrid Power Plant. The Future of Electric Aviation and Artificial Intelligence, 61-65 – DOI: 10.1007/978-3-031-62094-2_9. (SCOPUS).
4. Pushylin O., Loginov V., Tsaglov O. The influence of a hybrid turboelectric power plant energy system on the performance and emissions of a passenger aircraft. / Transactions on Aerospace Research. 2026. Vol. 282 No. 1. p. 76-106. DOI: 10.2478/tar-2026-0004. (SCOPUS).

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку фахових видань України:

5. Безпалий В. А., Пушилін О. Є. Удосконалена методика визначення основних характеристик повітряного гвинта двигуна літака / Випробування та

сертифікація. 2024. Випуск 1(3). С. 7-13. DOI: 10.37701/ts.03.2024.01. (категорія Б).

6. Безпалій В. А., Пушилін О. Є. Експериментальна методика визначення нормальних характеристик повітряних гвинтів на гвинтовому приладі ГП-1 / Системи озброєння і військова техніка. 2024. №4(80). С. 7-11. DOI: 10.30748/soivt.2024.80.01. (категорія Б).

7. Пушилін О.Є. Удосконалення інтегрального показника для оцінювання характеристик гібридної силової установки у складі пасажирського літака / Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2025. № 3(203). С. 12-29. DOI: 10.32620/akt.2025.3.02. (категорія Б).

8. Пушилін О.Є., Логінов В.В. Удосконалений метод обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки літального апарата / Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2025. № 4 спецвипуск 1 (205). С. 14-30. DOI: 10.32620/akt.2025.4sup1.02. (категорія Б).

Наукові праці, що підтверджують апробацію матеріалів дисертації:

9. Логинов В.В., Українець Е.А., Пушилин А.Е. Метод определения основных аэродинамических характеристик воздушного винта изменяемого шага для турбовинтового двигателя / XXV Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2020. С. 54-55.

10. Пушилин А.Е., Логинов В.В. Особенности определения характеристик воздушного винта изменяемого шага в стендовых условиях / XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2022. С. 39-40.

11. Пушилін О.Є., Логінов В.В. Аналіз стану щодо створення гібридних турбоелектричних силових установок для регіональних літаків у світі/ XXVIII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2023. С. 10-11.

12. Bezpalyy V., Pushylin O. Determination of the aerodynamic characteristics of the air propeller of the UAV power plant / XX міжнародна наукова конференція Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба «Новітні технології – для захисту повітряного простору»: Тези доповідей, 02–03 травня 2024 року. – Харків: ХНУПС ім. І. Кожедуба, 2024. - С.84.

13. Пушилін О. Є., Логінов В. В. Обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі гібридної турбоелектричної силової установки пасажирського літака / XXX Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. Аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін-т», 2025. С. 18-19.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

14. Свідоцтво України на промисловий зразок №44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік. 26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Золотухін Д.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

15. Свідоцтво України на промисловий зразок №44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Корнійчук О.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Ткаченко Є.О., Шевчук С.П., Яковлев С.В.

16. Патент України на корисну модель №154435 «Лопать повітряного гвинта»; МПК: B64C11/18(2006.01); заявка u202301430 від 03.04.2023; опублік. 16.11.2023; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О. В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

17. Свідоцтво України на промисловий зразок №46740 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202400198 від 11.03.2024; опублік. 22.08.2024; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Білець А.Ю, Гуро Ю.М., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Смірнов С.А., Тимошенко С. І.

Відомості про апробацію результатів дисертації:

- міжнародні наукові семінари №3-6 “New Trends in the Construction, Research and Operation of Flying Objects” (Lukasiewicz Research Network-Institute of Aviation, Warsaw; May-2022, November-2022, January-2024, September-2025);
- міжнародна наукова конференція “Новітні технології – для захисту повітряного простору” (Харків, ХНУПС, 2024 р.);
- міжнародний конгрес двигунобудівників (м. Харків, НАКУ “ХАІ”, 2020, 2022, 2023, 2025 рр.);
- науково-методичний семінар НАКУ “ХАІ” (м. Харків, 2026 р.);
- науково-технічні семінари АТ “Івченко-Прогрес” (м. Запоріжжя, 2025, 2026 рр.).

ДОДАТОК Б

АКТИ ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОГО ДОСЛІДЖЕННЯ

ЗАТВЕРДЖУЮ

Генеральний директор

АТ “Івченко-Прогрес”,

д.-кор. НАНУ, д.т.н., професор



Ігор КРАВЧЕНКО

02 02 2026 р.

АКТ №10

про впровадження результатів дисертаційного дослідження на тему:
“Метод обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі
гібридної силової установки літального апарату”
аспіранта ПУШИЛІНА Олексія Євгенійовича
на здобуття наукового ступеня доктора філософії
за спеціальністю 142 – енергетичне машинобудування

Комісія у складі:

Голови: заступника генерального директора з наукової та експериментальної роботи АТ «Івченко-Прогрес», к.т.н., ст. досл. Юрія ТОРБИ.

членів: керівника групи КНДК АТ “Івченко-Прогрес”, к.т.н. Романа ПРИДОРОЖНОГО, провідного інженера-дослідника ЕВК АТ “Івченко-Прогрес”, PhD, Євгена НЕМАНЕЖИНА, провідного інженера-дослідника ЕВК АТ “Івченко-Прогрес”, PhD, Андрія МОРОЗОВА.

у період з 26.01.2026 року по 30.01.2026 року розглянула матеріали наукових досліджень аспіранта Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» Пушилїна О. Є.

Комісія засвідчує:

1. Автор дисертаційної роботи удосконалив методику формування параметричного обрису гібридної турбоелектричної силової установки (ГТЕСУ) з ТГвД у складі пасажирського ЛА на основі формування енергетичної системи з блоком утилізації водяної суміші з паливного елементу в повітряно-газовий тракт двигуна.

2. У дисертаційній роботі розроблено та обґрунтовано загальний та частковий показники ступеня гібридизації пасажирського літака з ГТЕСУ. Автор обґрунтовано показав закономірність зміни валових викидів шкідливих речовин від ступеню гібридизації ГТЕСУ. Часткові показники ступеня гібридизації впроваджені в АТ “Івченко-Прогрес” при визначенні рівня гібридизації існуючих двигунів.

3. Автор розробив методику визначення характеристик енергетичної системи для різних схем ГТЕСУ. Проведено дослідження 3 схем ГТЕСУ з метою визначення діапазону змін характеристик енергетичної системи. Надані рекомендації щодо встановлення діапазону обмежень по масі та об’єму підсистеми при модернізації або модифікації пасажирського ЛА.

4. Автор провів дослідження та запропонував концепцію використання гібридної складової СУ літака – “takeoff and climb only”. Ця концепція передбачає застосування теплової складової СУ літака на всіх режимах польоту та суттєве збільшення електричної складової ГТЕСУ виключно на зльоті та наборі висоти. Результати досліджень впроваджені при обґрунтуванні створення ГТЕСУ з ТГвД для літаків з вміщенням до 50 пасажирів.

5. Результати наукових досліджень використані в АТ “Івченко-Прогрес” спільно з АТ “Антонов” в рамках робочого пакету WP7 європейського проєкту EFACA – Екологічно чиста авіація для всіх класів повітряних суден. Проєкт фінансується Європейською Комісією через програму «Горизонт Європа» (грантова угода № 101056866), включений до кластера «Клімат, енергетика та мобільність». EFACA має намір сприяти розвитку більш зеленого та екологічно чистого авіаційного сектору шляхом розвитку нових технологій з використанням

електричних та гібридних термоелектричних двигунів і нових екологічно чистих видів палива з метою боротьби зі зміною клімату до 2050 року

6. Результати наукових досліджень вважати реалізованими.

Голова комісії:

к.т.н, ст. досл.

Юрій ТОРБА

Члени комісії:

к.т.н.

Роман ПРИДОРЖНИЙ

PhD

Євген НЕМАНЕЖИН

PhD

Андрій МОРОЗОВ

ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний інженер

АТ “Мотор Січ”

К.Т.Н.



Костянтин БАЛУШОК

АКТ

про впровадження результатів дисертаційного дослідження на тему:
“Метод обґрунтування характеристик турбогвинтового двигуна у складі
гібридної силової установки літального апарату”
аспіранта ПУШИЛІНА Олексія Євгенійовича
на здобуття наукового ступеня доктора філософії
за спеціальністю 142 – енергетичне машинобудування

Комісія у складі:

голови – головного конструктора АТ “Мотор Січ”, доктора філософії
(PhD) Костянтина ПОДГОРСЬКОГО.

членів – головного конструктора АТ «Мотор Січ», к.т.н. Юрія
БАСОВА, заступника головного конструктора АТ «Мотор Січ», к.т.н. Федіра
СОРОГІНА.

у період з 23.02.2026 по 27.02.2026 розглянула матеріали наукових
досліджень Пушилїна О. Є., аспіранта Національного аерокосмічного
університету “Харківський авіаційний інститут”.

На основі отриманих результатів наукових досліджень, проведених
особисто Пушилїним О. Є., комісія засвідчує:

1. Автором проведено удосконалення методики формування
параметричного обрису гібридної турбоелектричної силової установки

(ГТЕСУ) з ТГвД у складі пасажирського регіонального ЛА на основі інтегрування моделі енергетичної системи в загальну математичну модель комплексу.

2. У дисертаційній роботі розроблено та обґрунтовано загальний та частковий показники ступеня гібридизації пасажирського літака з ГТЕСУ.

3. На основі результатів дослідження автор запропонував використання ГТЕСУ літака на ділянках польотного циклу:

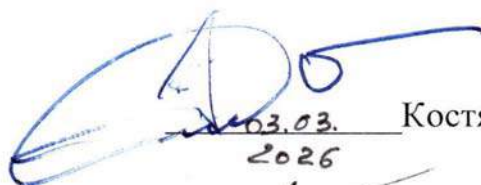
- рулювання, зльоту та набору висоти ешелону польоту літака – осереднено електрична енергія 90%, теплова енергія – 10%;
- крейсерський політ, зниження - теплова енергія – 100 %;
- захід на посадку, посадка, зарулювання - осереднено електрична енергія 80%, теплова енергія – 20%.

Такий підхід дозволяє зменшити негативний фактор дроселювання ТГвД на крейсерському режимі польоту та зниженні до висоти кола, що гарантує зниження питомої витрати палива.

4. Для дослідження експлуатаційних характеристик проєкту регіонального пасажирського літака на 50 пасажирів, автор застосував 2 ТГвД ТВ3-117ВМА-СБМ1. Результати наукових досліджень показують шляхи потенціальної модернізації двигуна із застосуванням електричної складової (електричний двигун, паливні елементи, система впорскування водних сумішей і т.і.). Застосування цих заходів зменшить валові викиди шкідливих речовин.

5. Результати наукових досліджень вважати реалізованими.

Голова комісії:



03.03. 2026 Костянтин ПОДГОРСЬКИЙ

Члени комісії:



03.03. 2026 Юрій БАСОВ



03.03. 2026 Федір СОРОГІН

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з науково-педагогічної
роботи Національного аерокосмічного
університету «Харківський авіаційний
інститут», к.т.н., доцент



Андрій ГУМЕННИЙ

АКТ

впровадження в навчальному процесі
результатів дисертаційної роботи ПУШИЛІНА Олексія Євгенійовича,
виконаної на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Комісія у складі голови – завідувача кафедри конструкції авіаційних двигунів, д.т.н., професора Сергія ЄПІФАНОВА, членів професора кафедри конструкції авіаційних двигунів, к.т.н. Юрія ГУССЕВА та ст. викладача кафедри конструкції авіаційних двигунів, PhD Олексія БОНДАРЕНКА встановила, що результати наукових досліджень ПУШИЛІНА Олексія Євгенійовича, а саме:

- 1) удосконалена методика формування параметричного обрису гібридної турбоелектричної силової установки (ГТЕСУ) з ТГВД у складі пасажирського літака;
- 2) запропоновані автором загальний і частковий показники ступеня гібридизації пасажирського літака з ГТЕСУ;
- 3) обґрунтовані характеристики енергетичної системи із урахуванням обмежень маси та об'єму, які прямо залежать від наявних можливостей зміни характеристик елементів пасажирського літака при проведенні його модернізації або модифікації

було впроваджено в навчальному процесі кафедри конструкції авіаційних двигунів у вигляді лекційних матеріалів і практичних робіт за навчальними дисциплінами «Принцип дії, схеми та конструкції авіаційних двигунів і енергетичних установок», «Моделювання та розрахунок процесів в авіаційній і ракетно-космічній техніці».

Це дозволило впровадити в навчальний процес нові науково-технічні досягнення, покращити наочність, фундаментальну та практичну спрямованість навчального процесу і в кінцевому результаті підвищити якість підготовки спеціалістів з авіаційної техніки.

Голова комісії:



Сергій ЄПІФАНОВ

Члени комісії:



Юрій ГУСЕВ



Олексій БОНДАРЕНКО

«15» 01 2026 р.

ДОДАТОК В

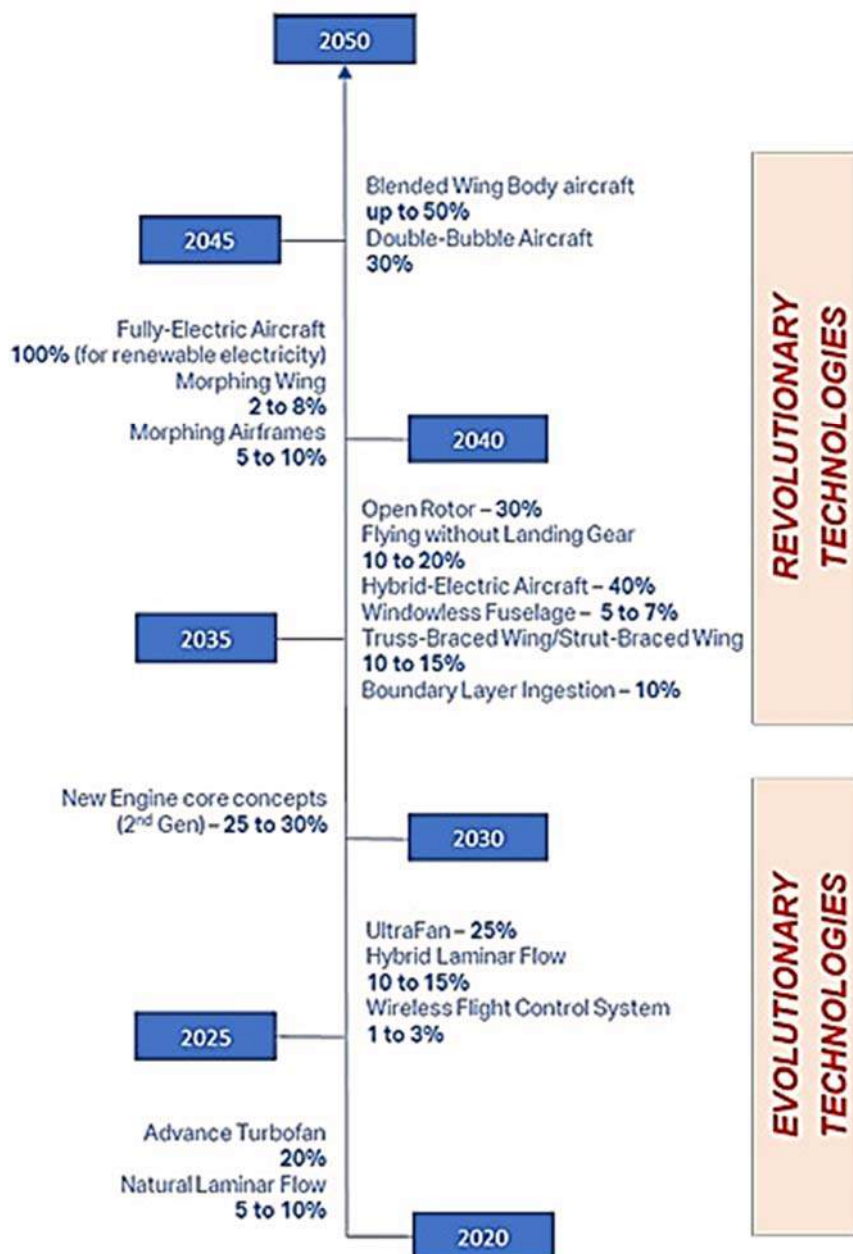
ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ ТЕХНОЛОГІЙ
ДЛЯ ГІБРИДНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Рисунок В.1 – Схема очікуваних майбутніх покращень паливної ефективності порівняно з попередніми літаками або двигунами тієї ж категорії [1]

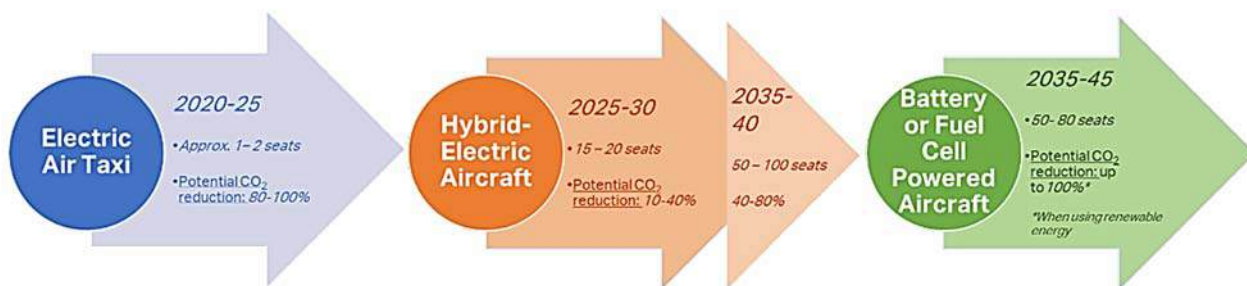


Рисунок В.2 – Етапи виведення на ринок літаків з електричним двигуном [1]

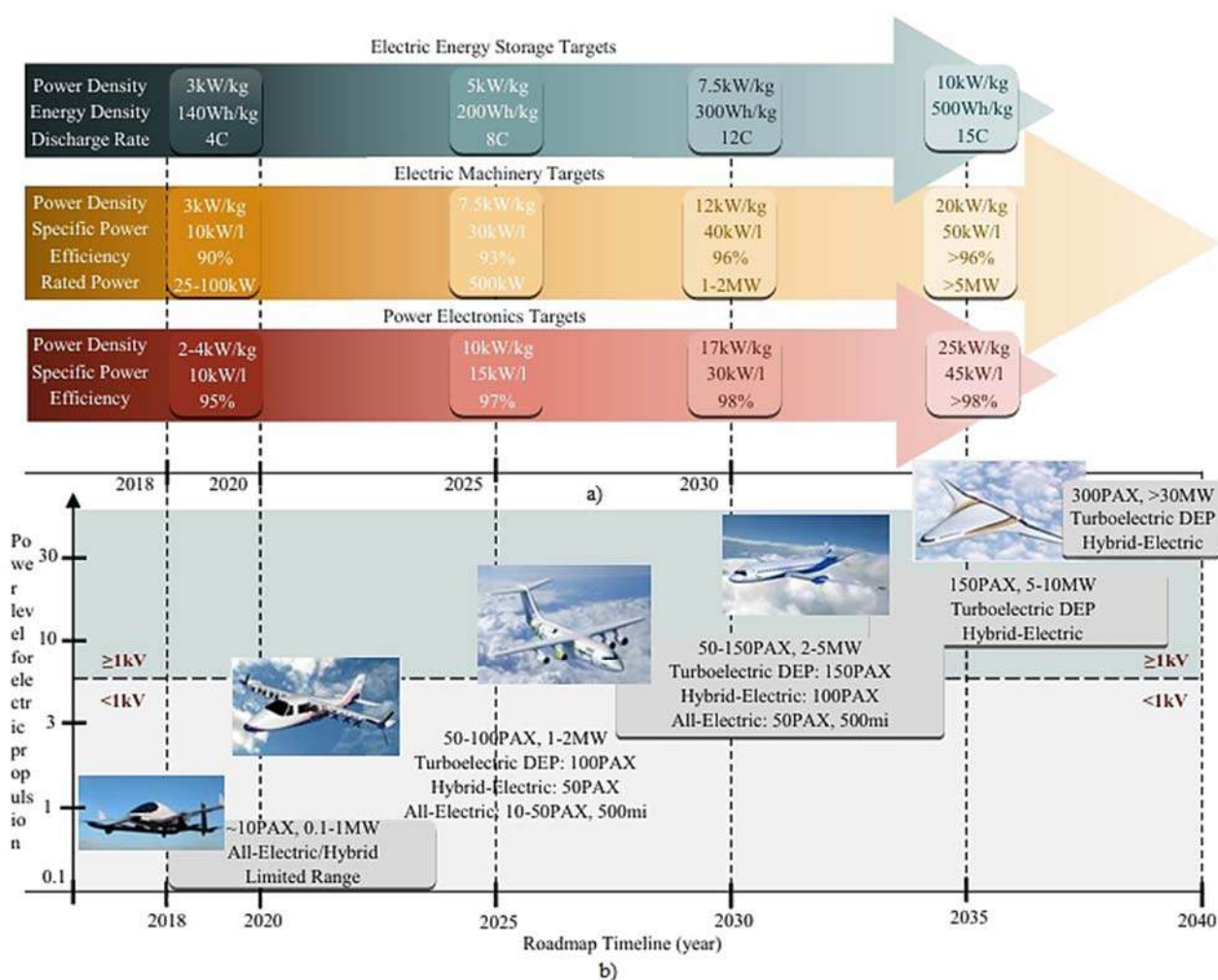


Рисунок В.3 – Прогнозована дорожня карта щодо більшої кількості електричних силових агрегатів для літаків: а) дорожня карта технологічних цілей та б) дорожня карта електрифікації літаків з точки зору рівня потужності електричного двигуна [2]

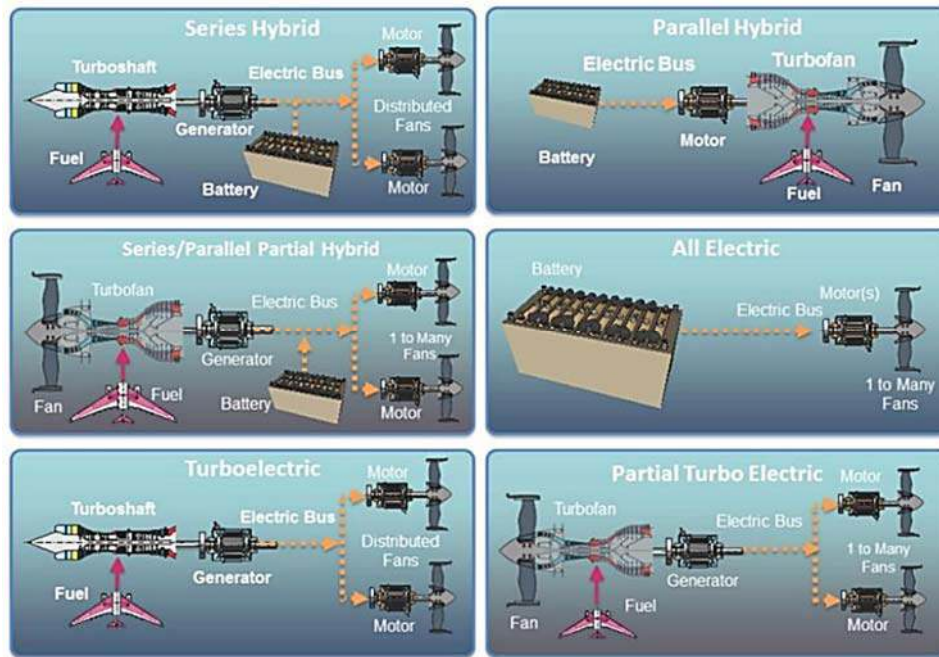


Рисунок В.4 – Архітектури електричних СУ [1]

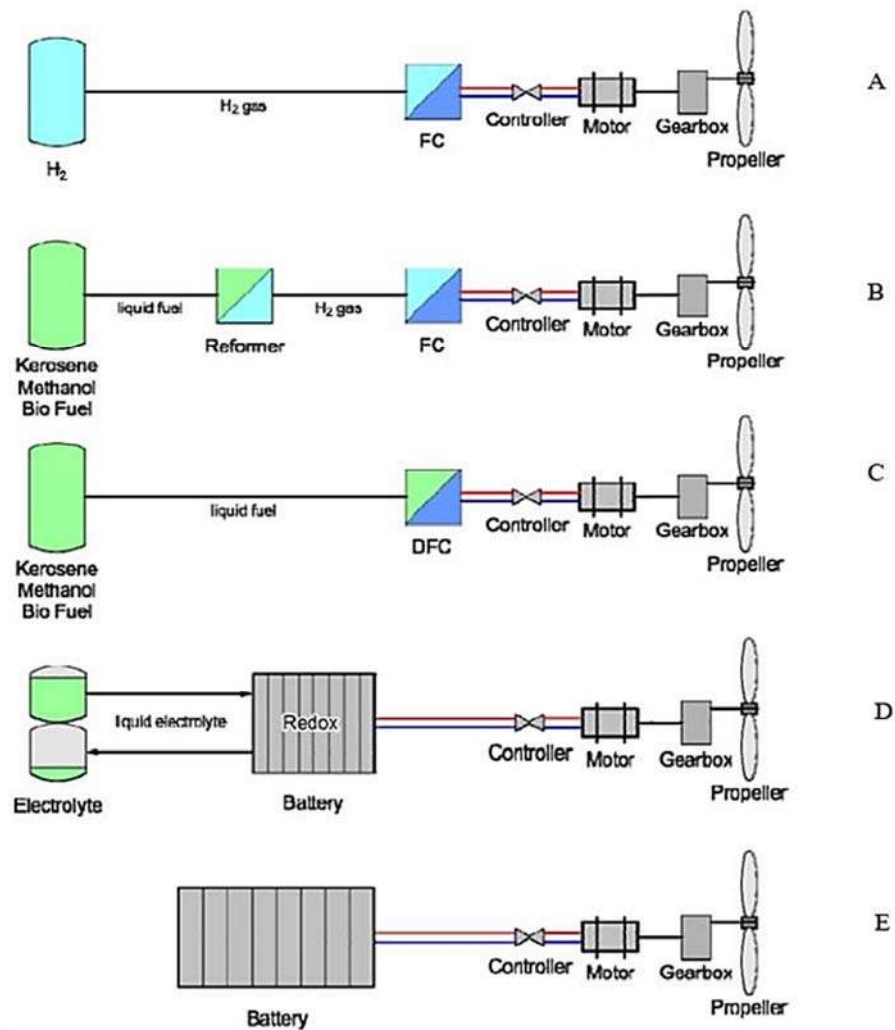


Рисунок В.5 – Шляхи повної електрифікації літаків [3]

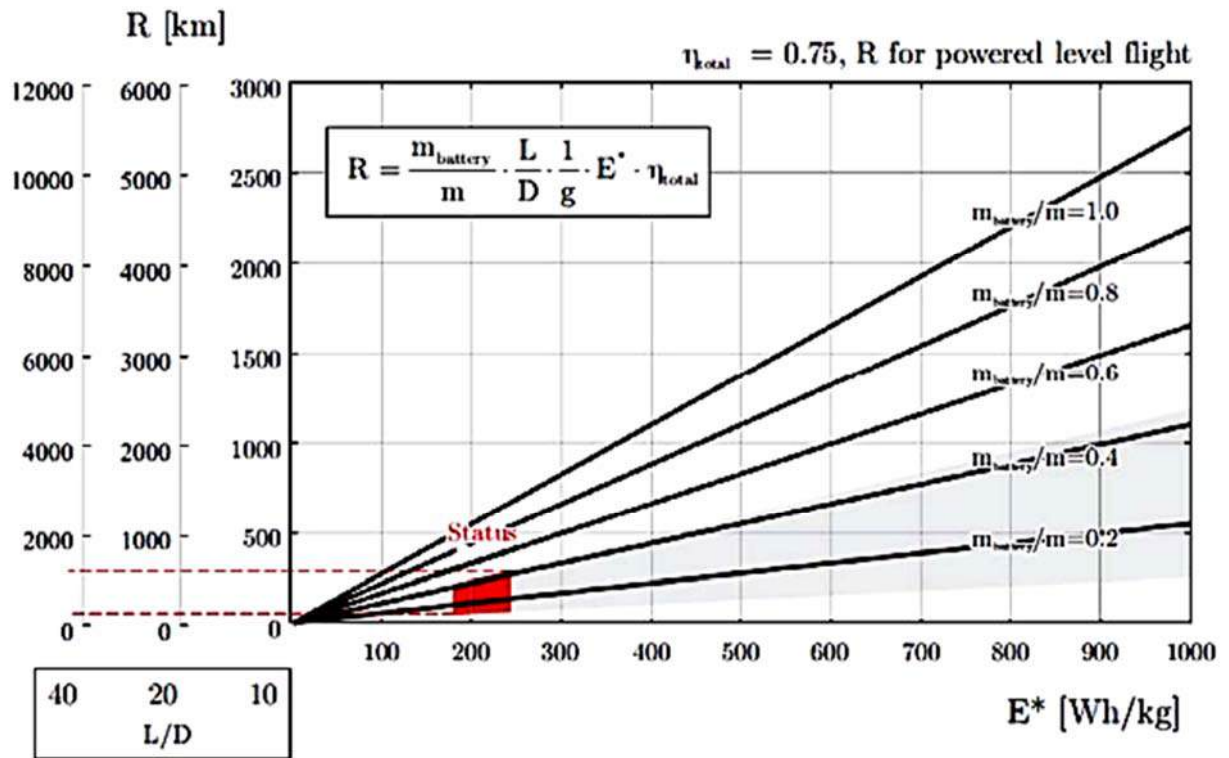


Рисунок В.6 – Вплив питомої енергії АБ на характеристики ЛА [1]

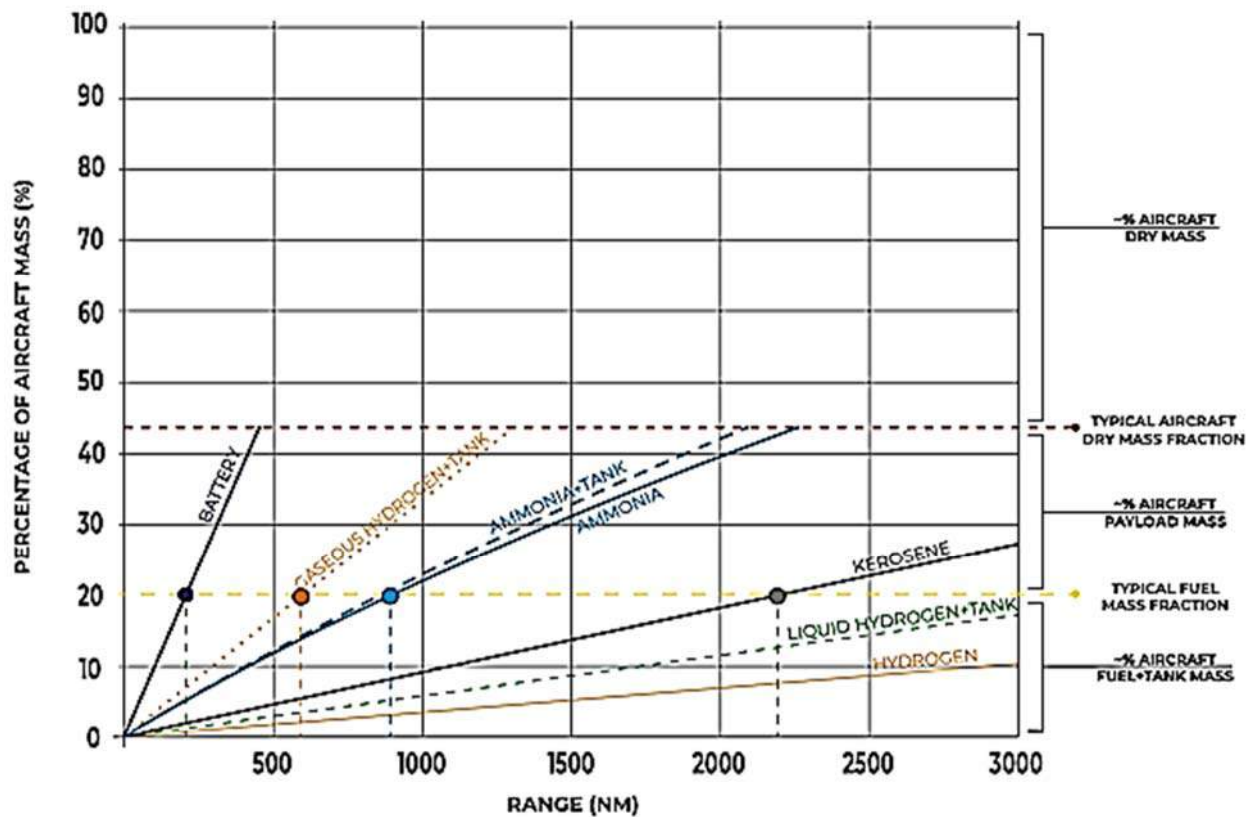
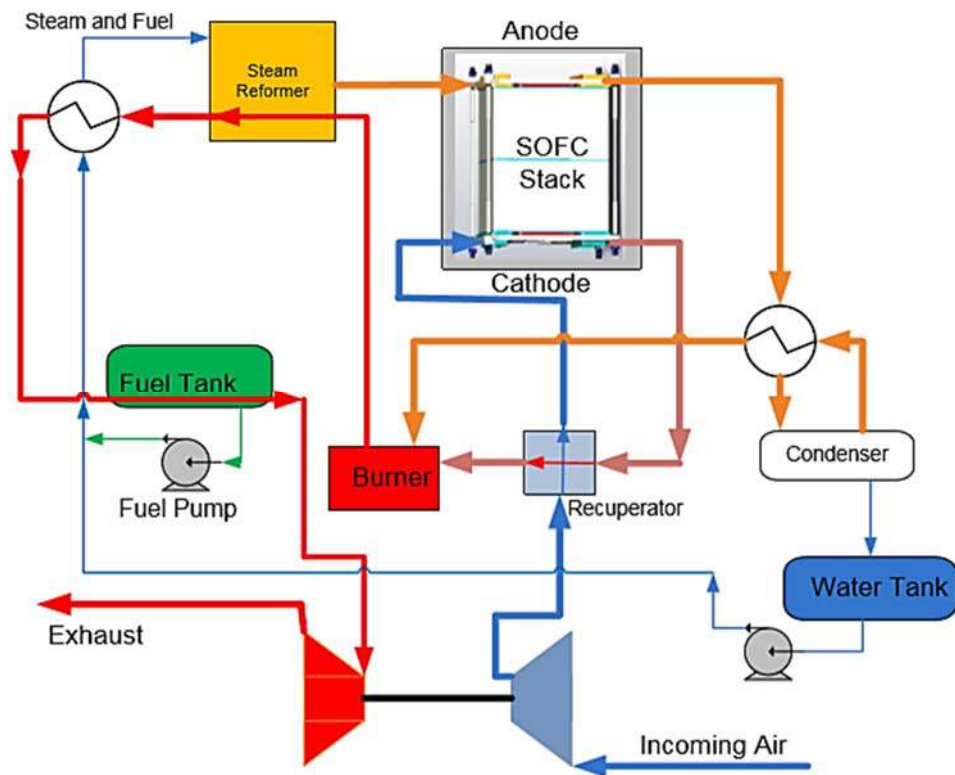
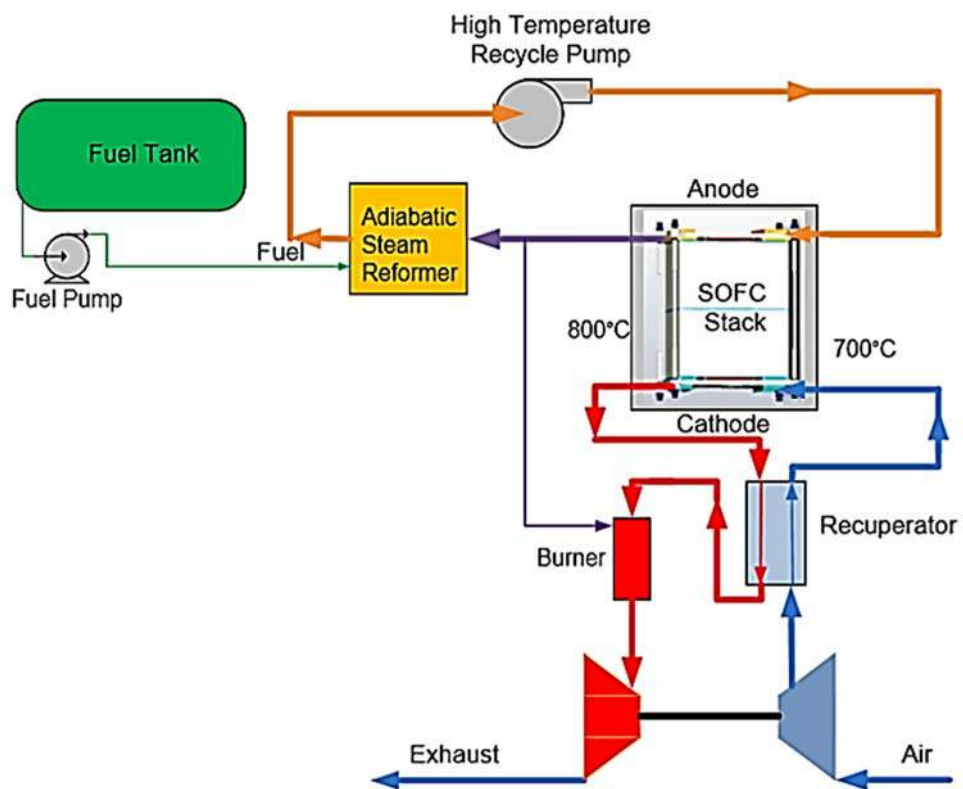


Рисунок В.7 – Залежності маси палива, бака для зберігання палива та масової частки корисного навантаження порівняно з дальністю польоту літака [4]

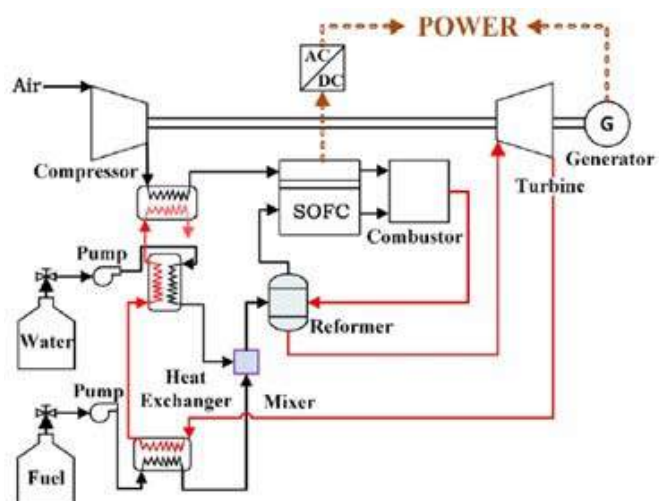


a)

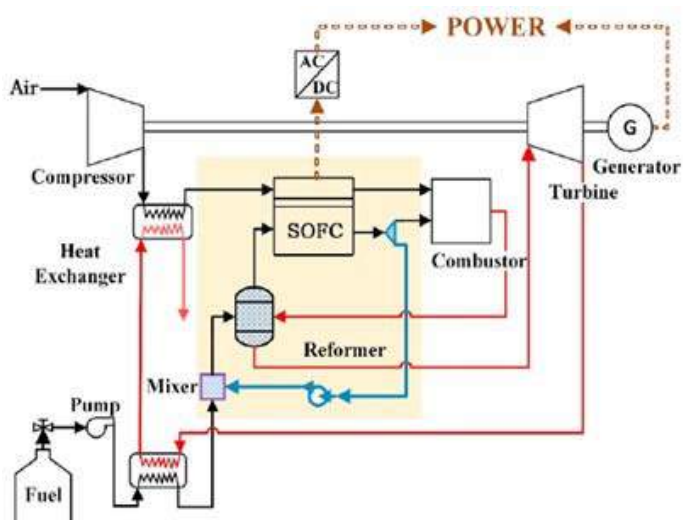


б)

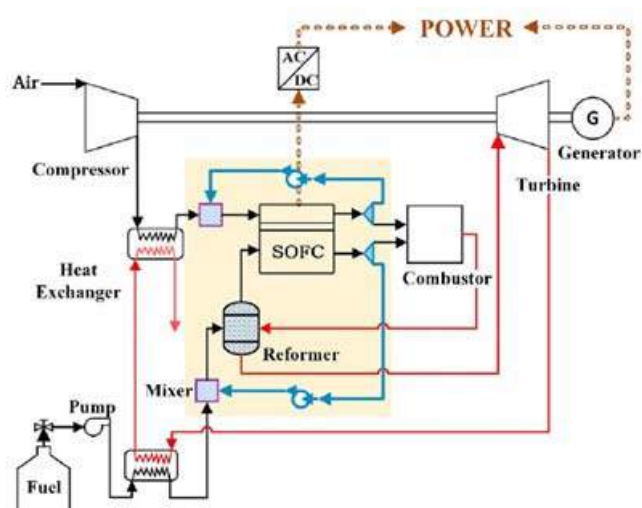
Рисунок В.8 – Конфігурація для парового риформінгу рециркуляції анода [5]



a)



б)



в)

Рисунок В.9 – Варіанти конфігурацій схем гібридних систем генерації електроенергії [6]

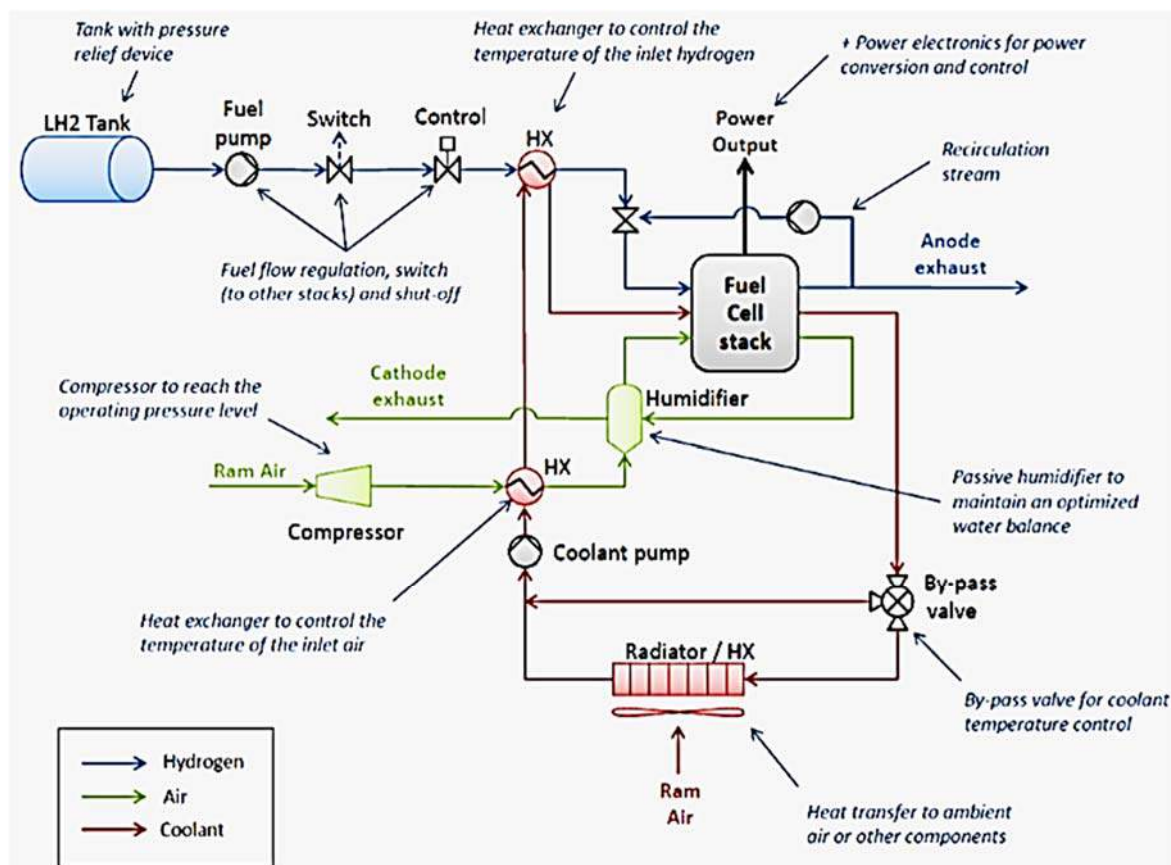


Рисунок В.10 – Схема системи з ПЕ, що містить резервуари водню [7]

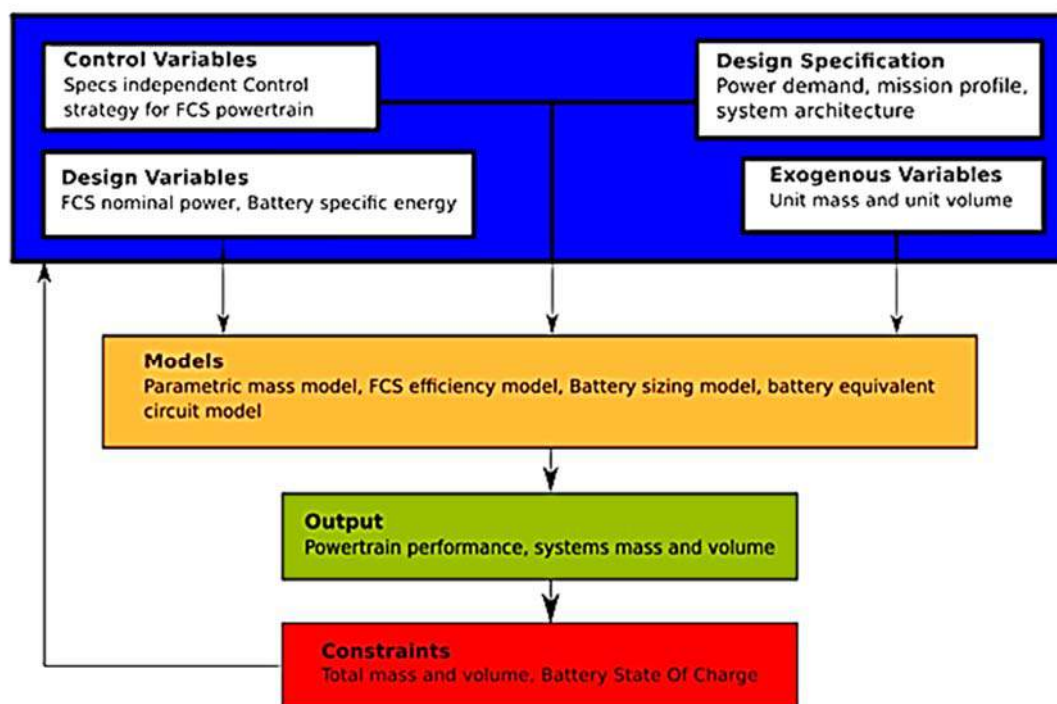


Рисунок В.11 – Структура математичного інструменту, запропонованого та розробленого для проведення параметричного аналізу [8]

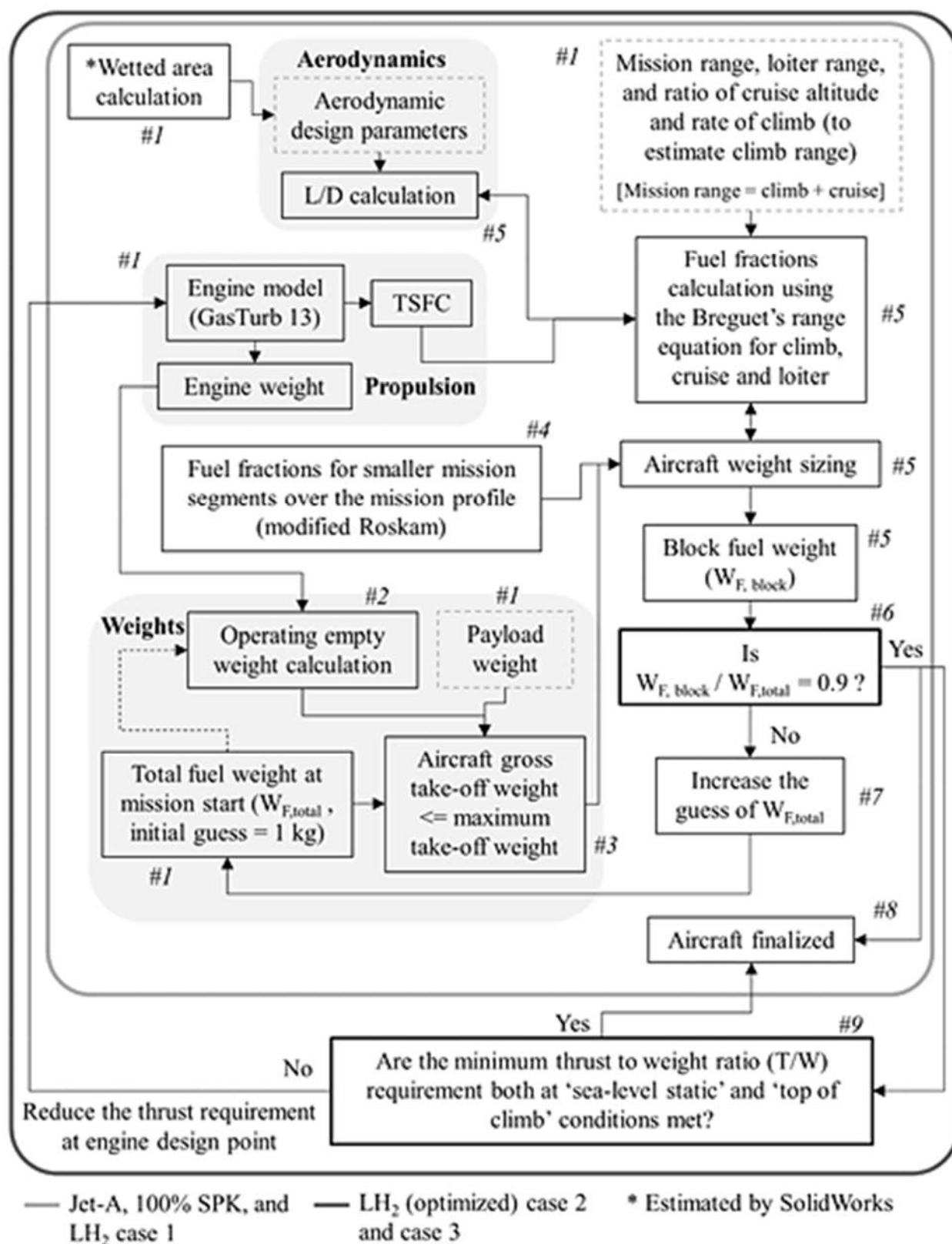


Рисунок В.12 – Схема процесу визначення розмірів ваги для літаків з паливом Jet-A і рідким воднем [9]

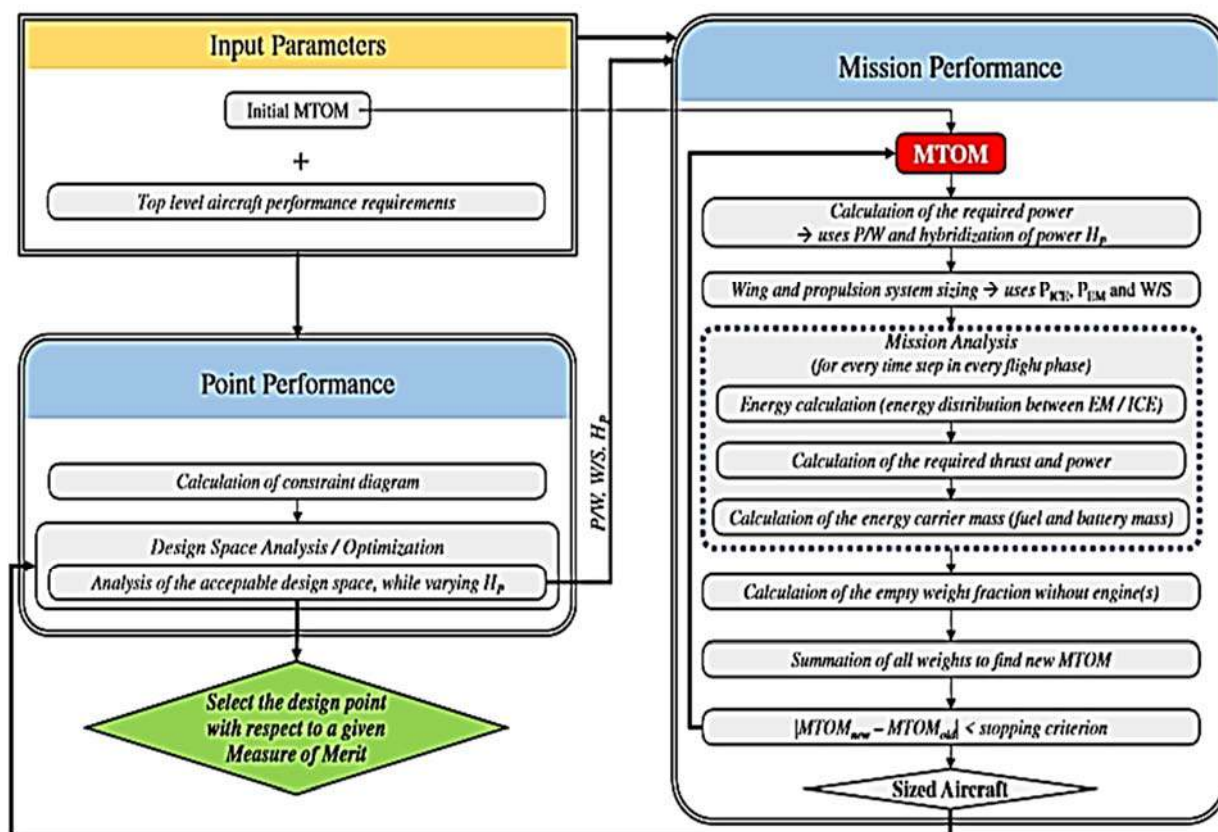


Рисунок В.13 – Блок -схема процесу дослідження компанією FH Aachen [10]

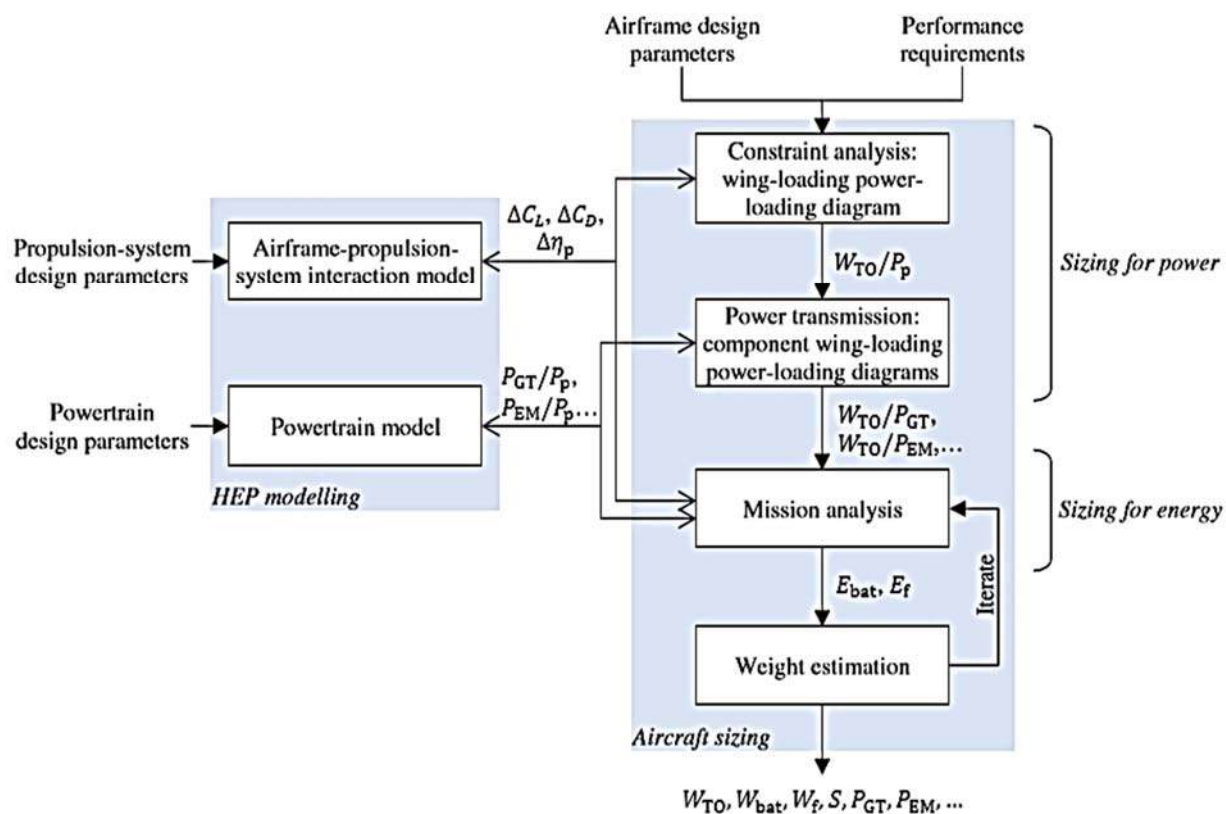
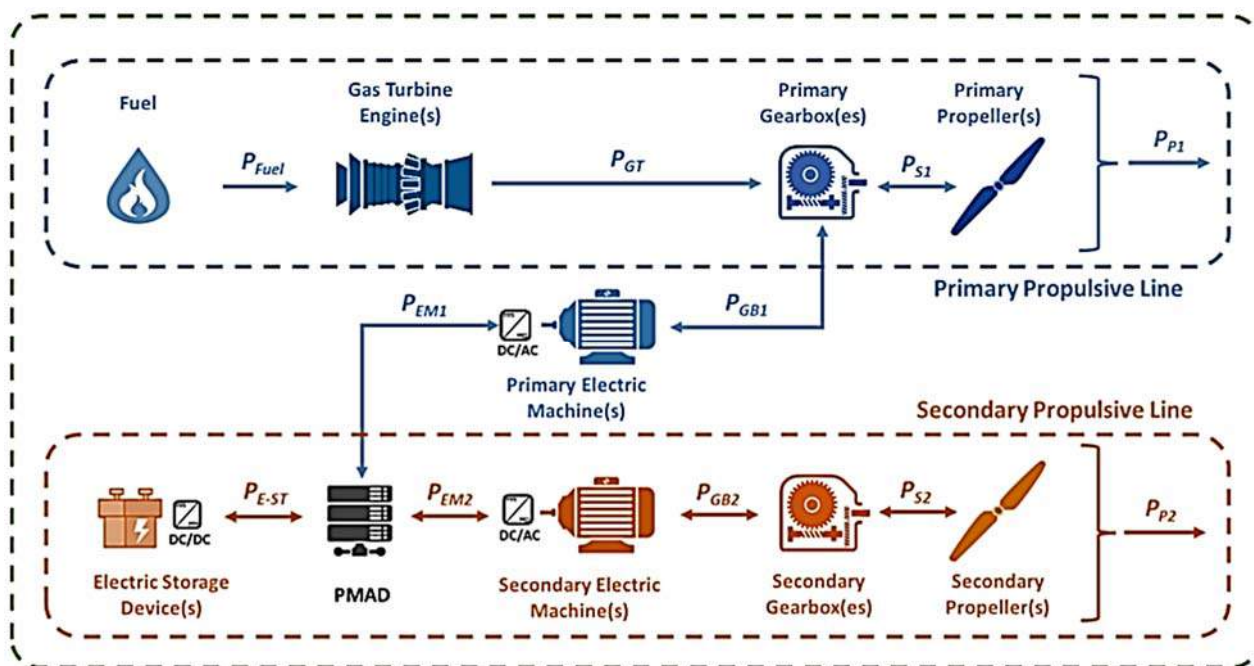
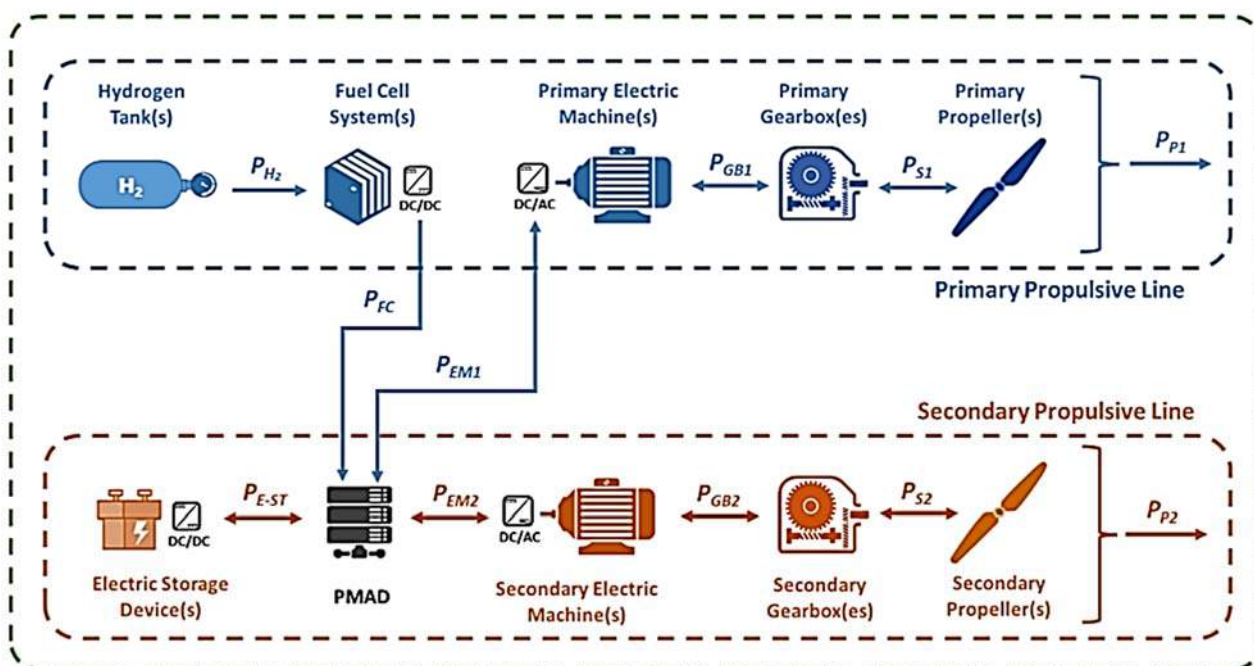


Рисунок В.14 – Блок -схема дослідження в Tu Delft (адаптовано з [11])



a)



б)

Рисунок В.15 - Приклади гібридно-електричних схем [12]:

а) - схема на основі ГТД та електронакопичувачів;

б) схема на основі водневих ПЕ та електричних накопичувачів.

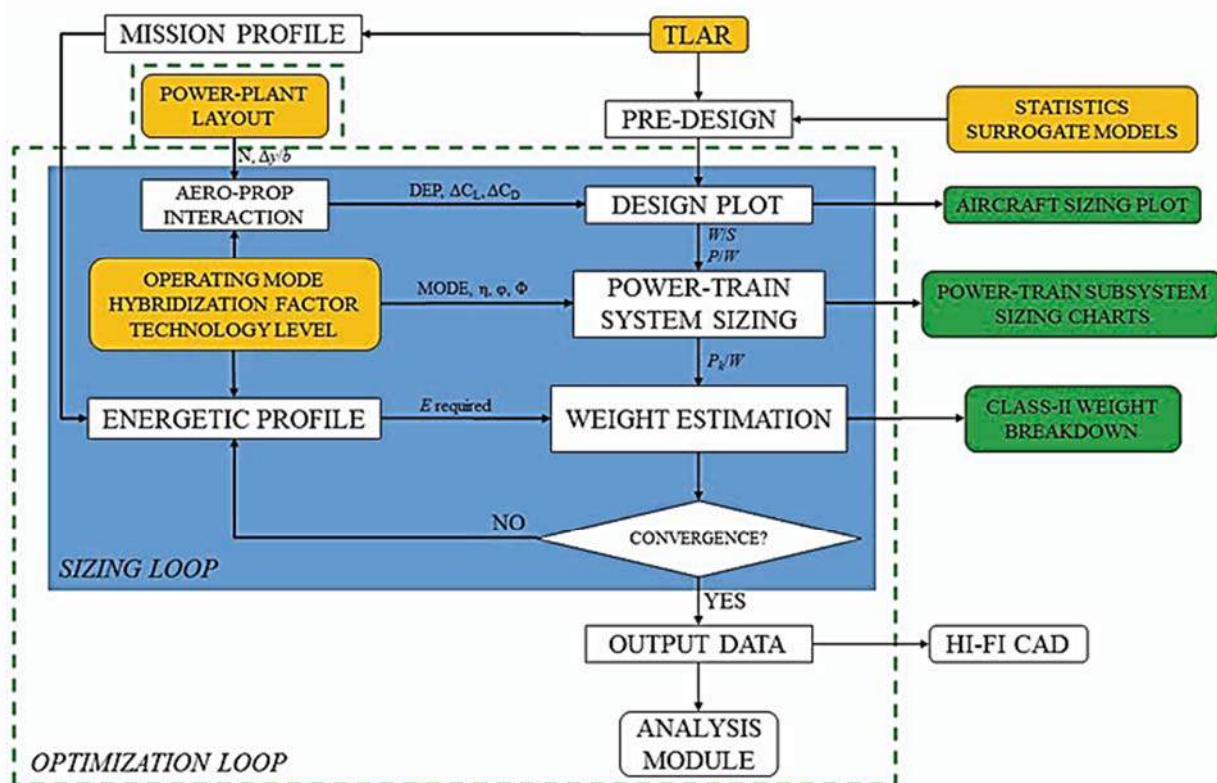


Рисунок В.16 – Схема методу проектування гібридно-електричного пасажирського літака [13]

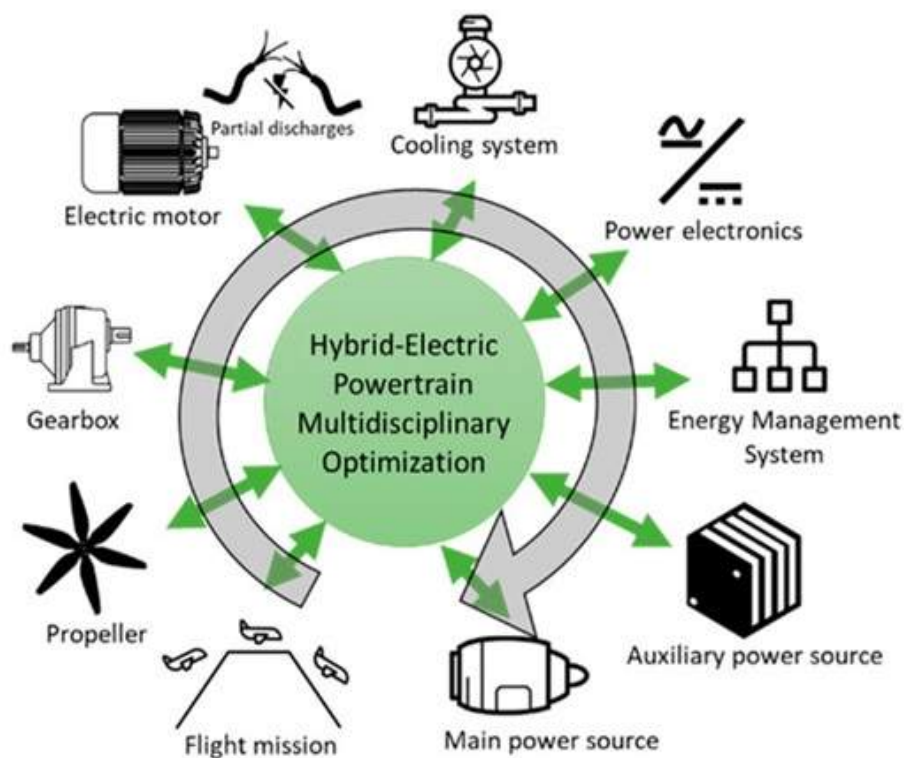


Рисунок В.17 – Схема міждисциплінарної оптимізації проектування гібридної електричної силової установки [14]

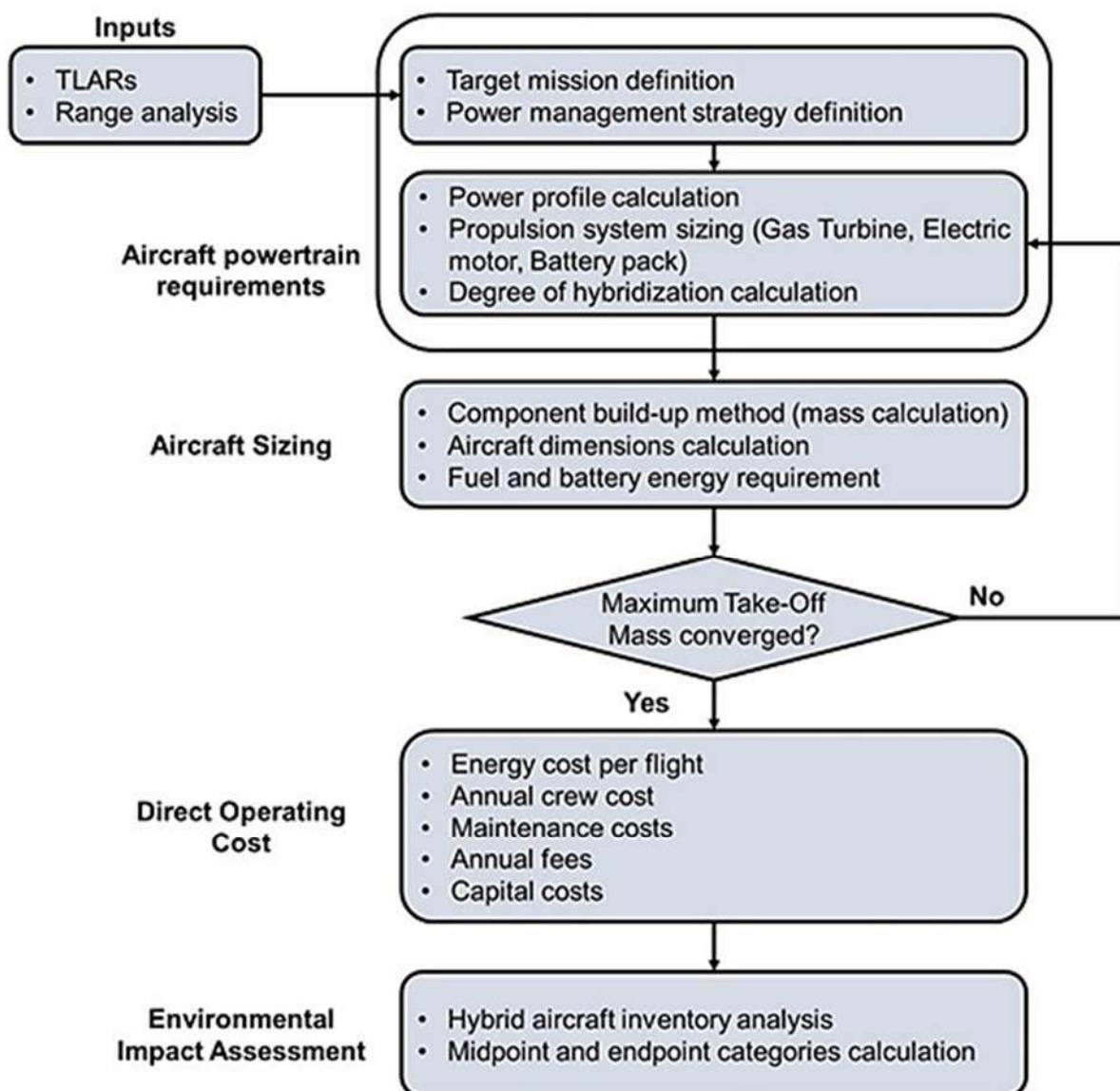


Рисунок В.18 – Загальна блок-схема екологічної та техніко-економічної оцінки літака [15]

Список використаних джерел у додатку В

1. IATA. Aircraft Technology Roadmap to 2050. - URL:<https://www.sipotra.it/wp-content/uploads/2020/03/Aircraft-Technology-Roadmap-to-2050.pdf>. – 51 p.

2. J. Benzaquen, J.B. He, B. Mirafzal. (2021). Toward More Electric Powertrains in Aircraft: Technical Challenges and Advancements. - CES Transactions on Electrical Machines and Systems, Vol. 5, No. 3. – p. 177-193.
3. Hepperle, M. Electric Flight – Potential and Limitations [Text] / M. Hepperle. – STO-MP-AVT-209, 2012. – 30 p. – Available at: <http://elib.dlr.de/787261/1/MP-AVT-209-9.pdf>. (accessed on 15 January 2025).
4. Why Megawatt Scale Fuel Cell Stacks? - URL: <https://smsfc.com/about-us/>. – Accessed 20.03.2023.
5. G.A. Whyatt, L.A. Chick, (2012) Electrical Generation for More Electric Aircraft using Solid Oxide Fuel Cells. - Pacific Northwest National Laboratory, PNNL-21382. – 110 p.
6. He Liu, Jiang Qin, Zhixing Ji, Fafu Guo, Peng Dong (2021). Study on the performance comparison of three configurations of aviation fuel cell gas turbine hybrid power generation system. Journal of Power Sources, Volume 501, 230007, ISSN 0378-7753. - <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2021.230007>.
7. Palladino V., Jordan A., Bartoli N., Schmollgruber P., Pommier Budinger V., et al.. Preliminary studies of a regional aircraft with hydrogen-based hybrid propulsion. AIAA Aviation 2021 FORUM, Aug 2021, Virtual event, United States. - pp. AIAA 2021-2411, - DOI:10.2514/6.2021-2411. hal-03690045.
8. M. Sparano, M. Sorrentino, G. Troiano, G. Cerino, G. Piscopo, M. Basaglia, C. Pianese, (2023). The future technological potential of hydrogen fuel cell systems for aviation and preliminary co-design of a hybrid regional aircraft powertrain through a mathematical tool. Energy Conversion and Management, Volume 281, 116822, ISSN 0196-8904, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2023.116822>.
9. Swapnil S. Jagtap, Peter R.N. Childs, Marc E.J. Stettler. (2024). Conceptual design-optimisation of a subsonic hydrogen-powered long-range blended-wing-body aircraft. International Journal of Hydrogen Energy, Volume 96, Pages 639-651, ISSN 0360-3199, <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.11.331>.

10. Finger, D. F., Braun, C., and Bil, C., "Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft," *Journal of Aircraft*, 2019. - <https://doi.org/10.2514/1.C035428>.

11. de Vries, R., Brown, M. T. H., and Vos, R., "A Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Aircraft Including AeroPropulsive Interaction Effects," in 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, GA, USA, 2018. - <https://doi.org/10.2514/6.2018-4228>

12. Marciello, V.; Di Stasio, M.; Ruocco, M.; Trifari, V.; Nicolosi, F.; Meindl, M.; Lemoine, B.; Caliendo, P. Design Exploration for Sustainable Regional Hybrid-Electric Aircraft: A Study Based on Technology Forecasts. - *Aerospace* 2023, 10, 165. - <https://doi.org/10.3390/aerospace10020165>

13. Ciliberti, D.; Orefice, F.; Della Vecchia, P.; Nicolosi, F.; Corcione, S. An approach to preliminary sizing of turbo-electric aircraft with distributed propulsion. In *Proceedings of the AIDAA XXV International Congress*, Rome, Italy, 9–12 September 2019.

14. Pettes-Duler, M., Roboam, X., & Sareni, B. (2022). Integrated Optimal Design for Hybrid Electric Powertrain of Future Aircrafts. *Energies*, 15(18), 6719. <https://doi.org/10.3390/en15186719>

15. C.P. Nasoulis, G. Protopapadakis, E. Ntouvelos, V.G. Gkoutzamanis, A.I. Kalfas. (2023). Environmental and techno-economic evaluation for hybrid-electric propulsion architectures. *Aeronautical Journal. New Series*, 127. 1904-1926. – DOI: 10.1017/aer.2023.27.

ДОДАТОК Д

РОЗРАХУНКОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ СИСТЕМИ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Таблиця Д1 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-20_ГСУ-1)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	170	1060	840	500	150	200	170	—	—
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	95	90	50	6	6	30	100	243	0,20
	95	90	50	19	19	40	100	363	0,30
	95	90	65	29	29	50	100	490	0,40
	95	90	70	41	41	60	100	612	0,50
	95	90	80	52	52	65	100	737	0,60
	95	95	85	71	71	70	100	924	0,75
	95	95	90	83	83	80	100	1046	0,85

Продовження таблиці Д1

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
	100	100	100	100	100	100	100	1229	1,00
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	162	954	420	30	9	60	170	—	—
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,950	0,900	0,500	0,060	0,060	0,300	1,000	—	—
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	22,67	26,50	238,00	893,75	20,00	5,00	22,67	1229	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,539								
Граничне значення маси ЕнС, кг	1585								

Закінчення таблиці Д1

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Граничне значення об'єму ЕнС, л	985								
Споживання водню ГТД за польотний цикл, кг	10								

Таблиця Д2 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-20_ГСУ-1)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,75	0,85	1,00
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	245,72	368,58	491,43	614,29	737,15	921,44	1044,30	1228,58
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,75	0,85	1,00
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	245,72	368,58	491,43	614,29	737,15	921,44	1044,30	1228,58

Продовження таблиці Д2

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	97,47	146,21	194,95	243,69	292,42	365,53	414,27	487,37
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	105	157	200	250	295	372	420	490
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АБ, кВт·год	146,86	127,96	119,18	105,57	91,50	65,79	48,34	27,46
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	264,69	395,77	504,17	630,21	743,65	937,75	1058,75	1235,21
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,22	0,32	0,41	0,51	0,61	0,76	0,86	1,01
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	849,00	797,00	754,00	704,00	659,00	635,00	587,00	517,00
Потужність АКБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	315,00	263,00	220,00	170,00	125,00	48,00	0,00	-70,00
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	132,01	115,98	102,72	87,30	73,43	51,01	36,21	14,63

Продовження таблиці Д2

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,11	0,97	0,90	0,80	0,69	0,50	0,37	0,21
Маса АБ, кг	587,5	511,8	476,7	422,3	366,0	263,2	193,4	109,8
Об'єм АБ, л	293,7	255,9	238,4	211,1	183,0	131,6	96,7	54,9
Маса збірки ПЕ, кг	36,21	54,14	68,97	86,21	101,72	128,28	144,83	168,97
Об'єм збірки ПЕ, л	32,81	49,06	62,50	78,13	92,19	116,25	131,25	153,13
Маса систем ПЕ, кг	223,40	334,04	425,53	531,91	627,66	791,49	893,62	1042,55
Об'єм системи ПЕ, кг	300,00	448,57	571,43	714,29	842,86	1062,86	1200,00	1400,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	36,75	54,95	70	87,5	103,25	130,2	147	171,5
Необхідна витрата водню, кг/год	4,09	6,12	7,80	9,75	11,50	14,51	16,38	19,11
Потрібна енергія на випаровування та нагрівання водню, кВт	7,06	10,56	13,45	16,81	19,84	25,02	28,25	32,96
Потрібна енергія на відведення надлишків тепла, кВт	29,69	44,39	56,55	70,69	83,41	105,18	118,75	138,54
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03	0,04	0,04	0,05
Необхідна витрата повітря на вході в ПЕ, кг/с	0,04	0,06	0,07	0,09	0,11	0,14	0,16	0,18
Необхідна маса водню для роботи ПЕ, кг	10,32	15,43	19,66	24,58	29,00	36,57	41,29	48,17

Закінчення таблиці Д2

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Необхідна маса водню сумарна, кг	20,32	25,43	29,66	34,58	39,00	46,57	51,29	58,17
Маса бака рідкого водню, кг	135,48	169,56	197,74	230,51	260,00	310,47	341,93	387,80
Об'єм бака рідкого водню, л	287,04	359,24	418,95	488,37	550,85	657,77	724,42	821,62
Маса випарника + радіаторів скидання тепла, кг	6,61	9,88	12,59	15,74	18,57	23,42	26,44	30,85
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	477,00	477,00	477,00	477,00	477,00	503,50	503,50	503,50
Маса ЕД, кг	95,40	95,40	95,40	95,40	95,40	100,70	100,70	100,70
Об'єм ЕД, л	63,60	63,60	63,60	63,60	63,60	67,13	67,13	67,13
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	79,50	79,50	79,50	79,50	79,50	83,92	83,92	83,92
Об'єм блоків керування ЕД, л	21,00	31,40	40,00	50,00	59,00	74,40	84,00	98,00
Сумарний об'єм ЕнС, л	698,17	759,22	823,40	891,24	948,63	1047,13	1103,48	1194,79
Сумарна маса ЕнС, кг	1127,85	1200,22	1287,48	1375,35	1447,12	1573,14	1639,95	1755,65
Сумарний об'єм ЕнС, л	698,17	759,22	823,40	891,24	948,63	1047,13	1103,48	1194,79

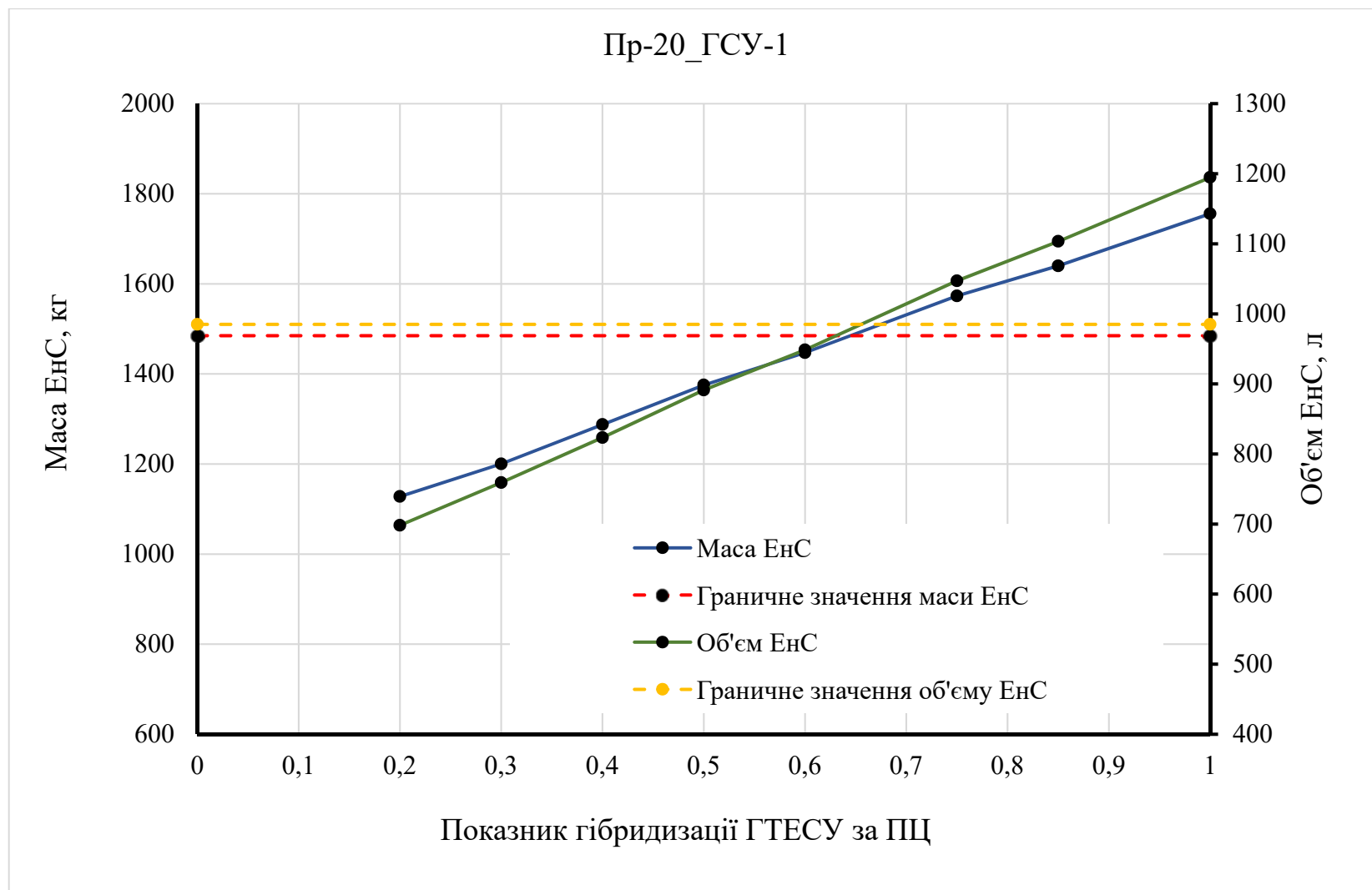


Рисунок Д1 – Залежність маси та об'єму ЕнС ГТЕСУ від показника гібридизації для проекту літака Пр-20_ГСУ-1

Таблиця ДЗ – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-50_ГСУ-1)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	130	3630	3090	2401	200	980	130	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	85	30	30	5	5	30	100	545	0,10
	85	40	45	8	8	45	100	819	0,15
	90	45	50	12	12	55	100	1043	0,20
	90	50	60	16	16	65	100	1310	0,25
	90	55	70	20	20	70	100	1577	0,30
	95	60	80	25	25	75	100	1887	0,35
	95	65	85	30	30	85	100	2153	0,40
	95	70	90	35	35	95	100	2420	0,45
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	111	1089	927	120	10	294	130	–	–
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,850	0,300	0,300	0,050	0, 050	0,300	1,000	–	–

Продовження таблиці Д3

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	17,33	90,75	875,50	4291,79	26,67	24,50	17,33	5344	—
Граничне значення об'єму $E_n C$, л	2360								
Споживання водню ГТД за польотний цикл, кг	40								
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,407								
Граничне значення маси $E_n C$, кг	2570								

Таблиця Д4 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-50_ГСУ-1)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,40	0,45
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	534,39	801,58	1068,77	1335,97	1603,16	1870,35	2137,55	2404,74
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	211,99	317,98	423,98	529,97	635,96	741,96	847,95	953,95
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	240	300	380	460	542	640	740	840
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АБ, кВт·год	245,08	230,77	211,70	192,63	177,40	149,72	125,88	102,04
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	605,00	756,25	957,92	1159,58	1366,29	1613,33	1865,42	2117,50
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,11	0,14	0,18	0,22	0,26	0,30	0,35	0,40
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50
Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	687,00	627,00	547,00	467,00	385,00	287,00	187,00	87,00
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	230,61	221,18	201,05	180,93	160,18	134,50	108,20	77,37

Продовження таблиці Д4

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	849,00	1152,00	1253,50	1355,00	1454,50	1538,00	1619,50	1519,50
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,06	1,00	0,92	0,84	0,77	0,65	0,55	0,44
Маса АБ, кг	980,3	923,1	846,8	770,5	709,6	598,9	503,5	408,2
Об'єм АБ, л	490,2	461,5	423,4	385,3	354,8	299,4	251,8	204,1
Маса збірки ПЕ, кг	82,76	103,45	131,03	158,62	186,90	220,69	255,17	289,66
Об'єм збірки ПЕ, л	75,00	93,75	118,75	143,75	169,38	200,00	231,25	262,50
Маса систем ПЕ, кг	510,64	638,30	808,51	978,72	1153,19	1361,70	1574,47	1787,23
Об'єм системи ПЕ, кг	685,71	857,14	1085,71	1314,29	1548,57	1828,57	2114,29	2400,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	84	105	133	161	189,7	224	259	294
Необхідна витрата водню, кг/год	9,36	11,70	14,82	17,94	21,14	24,96	28,86	32,76
Потрібна енергія на випаровування та нагрівання водню, кВт	16,14	20,18	25,56	30,94	36,45	43,05	49,77	56,50
Потрібна енергія на відведення надлишків тепла, кВт	67,86	84,82	107,44	130,06	153,25	180,95	209,23	237,50
Необхідна витрата повітря на вході в ПЕ, кг/с	0,09	0,11	0,14	0,17	0,20	0,24	0,28	0,31

Закінчення таблиці Д4

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,02	0,03	0,04	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08
Необхідна маса водню для роботи ПЕ, кг	23,59	29,49	37,36	45,22	53,28	62,92	72,75	82,58
Необхідна маса водню сумарна, кг	63,59	69,49	77,36	85,22	93,28	102,92	112,75	122,58
Маса бака рідкого водню, кг	423,96	463,28	515,71	568,14	621,88	686,11	751,65	817,19
Об'єм бака рідкого водню, л	898,22	981,53	1092,61	1203,69	1317,55	1453,62	1592,47	1731,32
Маса випарника + радіаторів скидання тепла, кг	15,11	18,88	23,92	28,96	34,12	40,29	46,58	52,88
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	544,50	726,00	816,75	907,50	998,25	1089,00	1179,75	1179,75
Маса ЕД, кг	108,90	145,20	163,35	181,50	199,65	217,80	235,95	235,95
Об'єм ЕД, л	72,60	96,80	108,90	121,00	133,10	145,20	157,30	157,30
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	90,75	121,00	136,13	151,25	166,38	181,50	196,63	196,63
Об'єм блоків керування ЕД, л	48,00	60,00	76,00	92,00	108,40	128,00	148,00	168,00
Сумарна маса ЕнС, кг	2129,66	2309,76	2494,43	2679,09	2884,82	3086,28	3308,79	3498,04
Сумарний об'єм ЕнС, л	1583,97	1693,62	1819,66	1945,70	2083,22	2226,26	2380,78	2523,21

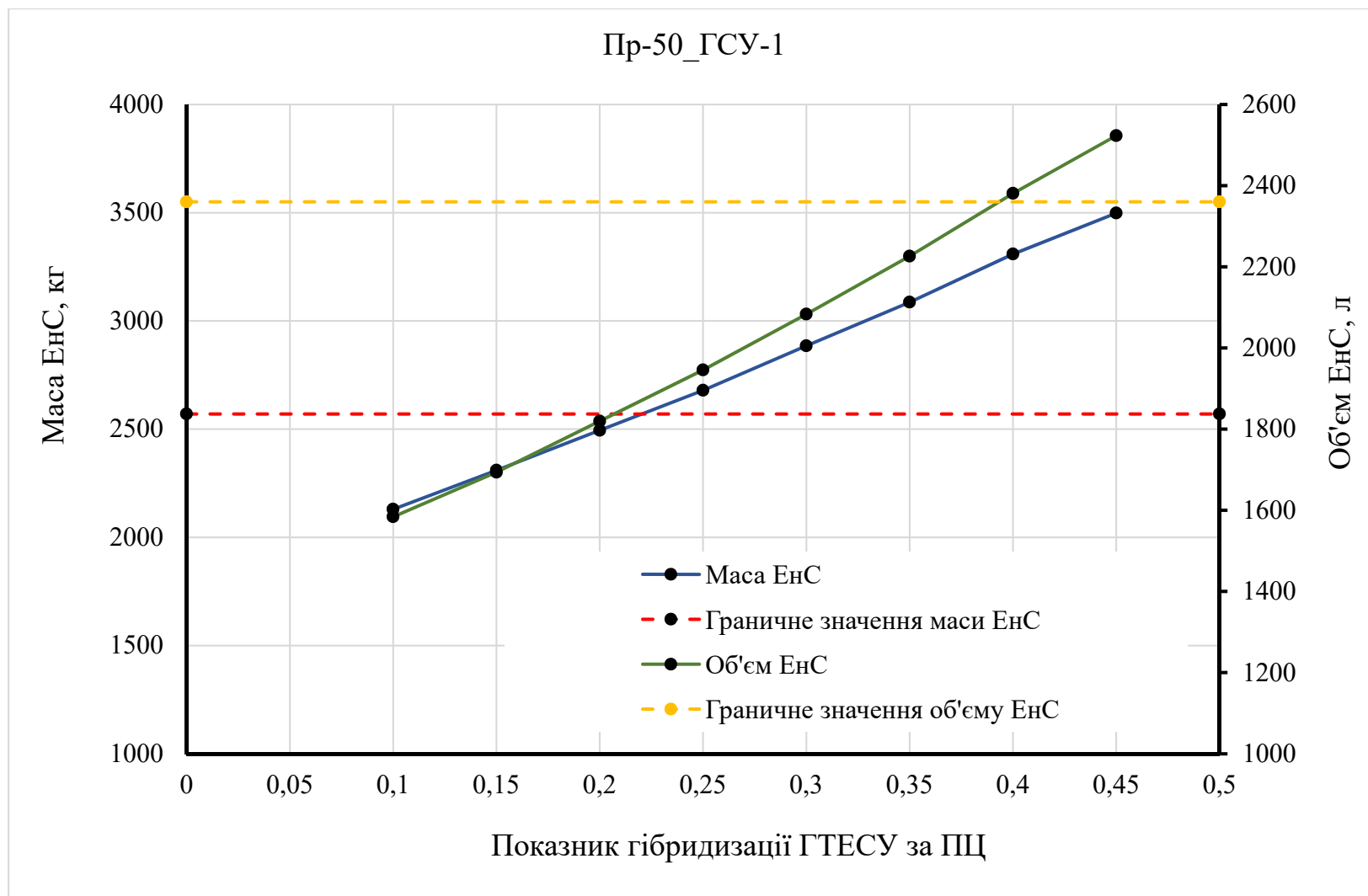


Рисунок Д2 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проекту літака Пр-50_ГСУ-1

Таблиця Д5 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-100_ГСУ-1)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	1000	12800	7600	8600	2000	4000	1000	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	85	25	30	5	5	30	100	1785	0,10
	85	35	45	9	9	45	100	2780	0,15
	90	40	50	14	14	55	100	3702	0,20
	90	50	60	18	18	65	100	4585	0,25
	90	55	75	22	22	70	100	5555	0,30
	95	65	80	27	27	75	100	6488	0,35
	95	70	85	32	32	85	100	7404	0,40
	95	70	85	38	38	95	100	8352	0,45
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	850	3200	2280	430	100	1200	1000	–	–

Продовження таблиці Д5

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,850	0,250	0,300	0,050	0,050	0,300	1,000	—	—
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	133,33	320,00	2153,33	15372,50	266,67	100,00	133,33	18479	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,4								
Граничне значення маси ЕНС, кг	6750								
Граничне значення об'єму ЕНС, л	3425								
Споживання водню ГТД за польотний цикл, кг	100								

Таблиця Д6 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-100_ГСУ-1)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,40	0,45
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	1847,92	2771,88	3695,83	4619,79	5543,75	6467,71	7391,67	8315,63
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	733,06	1099,59	1466,12	1832,64	2199,17	2565,70	2932,23	3298,76
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	730	1030	1390	1680	1985	2340	2700	3120
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АБ, кВт·год	620,25	570,93	480,48	411,95	372,24	272,18	181,72	50,12
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	1840,21	2596,46	3503,96	4235,00	5003,85	5898,75	6806,25	7865,00
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,10	0,14	0,19	0,23	0,27	0,32	0,37	0,43
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	2470,00	3450,00	3730,00	4720,00	5055,00	5980,00	6260,00	5840,00
Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	1550,00	1250,00	890,00	600,00	295,00	-60,00	-420,00	-840,00

Продовження таблиці Д6

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	614,25	553,75	458,75	401,33	323,29	245,83	150,83	21,33
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,01	0,93	0,78	0,67	0,61	0,44	0,30	0,08
Маса АБ, кг	2481,0	2283,7	1921,9	1647,8	1489,0	1088,7	726,9	200,5
Об'єм АБ, л	1240,5	1141,9	961,0	823,9	744,5	544,4	363,4	100,2
Маса збірки ПЕ, кг	251,72	355,17	479,31	579,31	684,48	806,90	931,03	1075,86
Об'єм збірки ПЕ, л	228,13	321,88	434,38	525,00	620,31	731,25	843,75	975,00
Маса систем ПЕ, кг	1553,19	2191,49	2957,45	3574,47	4223,40	4978,72	5744,68	6638,30
Об'єм системи ПЕ, кг	2085,71	2942,86	3971,43	4800,00	5671,43	6685,71	7714,29	8914,29
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	255,5	360,5	486,5	588	694,75	819	945	1092
Необхідна витрата водню, кг/год	28,47	40,17	54,21	65,52	77,41	91,25	105,29	121,67
Потрібна енергія на випаровування та нагрівання водню, кВт	49,10	69,28	93,49	113,00	133,51	157,39	181,60	209,85
Потрібна енергія на відведення надлишків тепла, кВт	206,40	291,22	393, 01	475,00	561,24	661,61	763,40	882,15

Закінчення таблиці Д6

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,07	0,10	0,14	0,16	0,19	0,23	0,26	0,30
Необхідна витрата повітря на вході в ПЕ, кг/с	0,27	0,38	0,52	0,63	0,74	0,87	1,01	1,17
Необхідна маса водню для роботи ПЕ, кг	71,76	101,26	136,65	165,16	195,14	230,04	265,43	306,72
Необхідна маса водню сумарна, кг	171,76	201,26	236,65	265,16	295,14	330,04	365,43	406,72
Маса бака рідкого водню, кг	1145,09	1341,71	1577,64	1767,70	1967,59	2200,25	2436,19	2711,45
Об'єм бака рідкого водню, л	2426,05	2842,60	3342,46	3745,13	4168,63	4661,55	5161,42	5744,60
Маса випарника + радіаторів скидання тепла, кг	45,95	64,84	87,50	105,76	124,96	147,30	169,96	196,40
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	1600,00	2240,00	2560,00	3200,00	3520,00	4160,00	4480,00	4480,00
Маса ЕД, кг	320,00	448,00	512,00	640,00	704,00	832,00	896,00	896,00
Об'єм ЕД, л	213,33	298,67	341,33	426,67	469,33	554,67	597,33	597,33
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	266,67	373,33	426,67	533,33	586,67	693,33	746,67	746,67
Об'єм блоків керування ЕД, л	146,00	206,00	278,00	336,00	397,00	468,00	540,00	624,00
Сумарна маса ЕнС, кг	5811,90	6703,10	7483,16	8269,06	9095,57	9940,31	10720,37	11389,28
Сумарний об'єм ЕнС, л	4254,00	4811,01	5357,12	5856,70	6399,75	6959,82	7505,94	8041,16

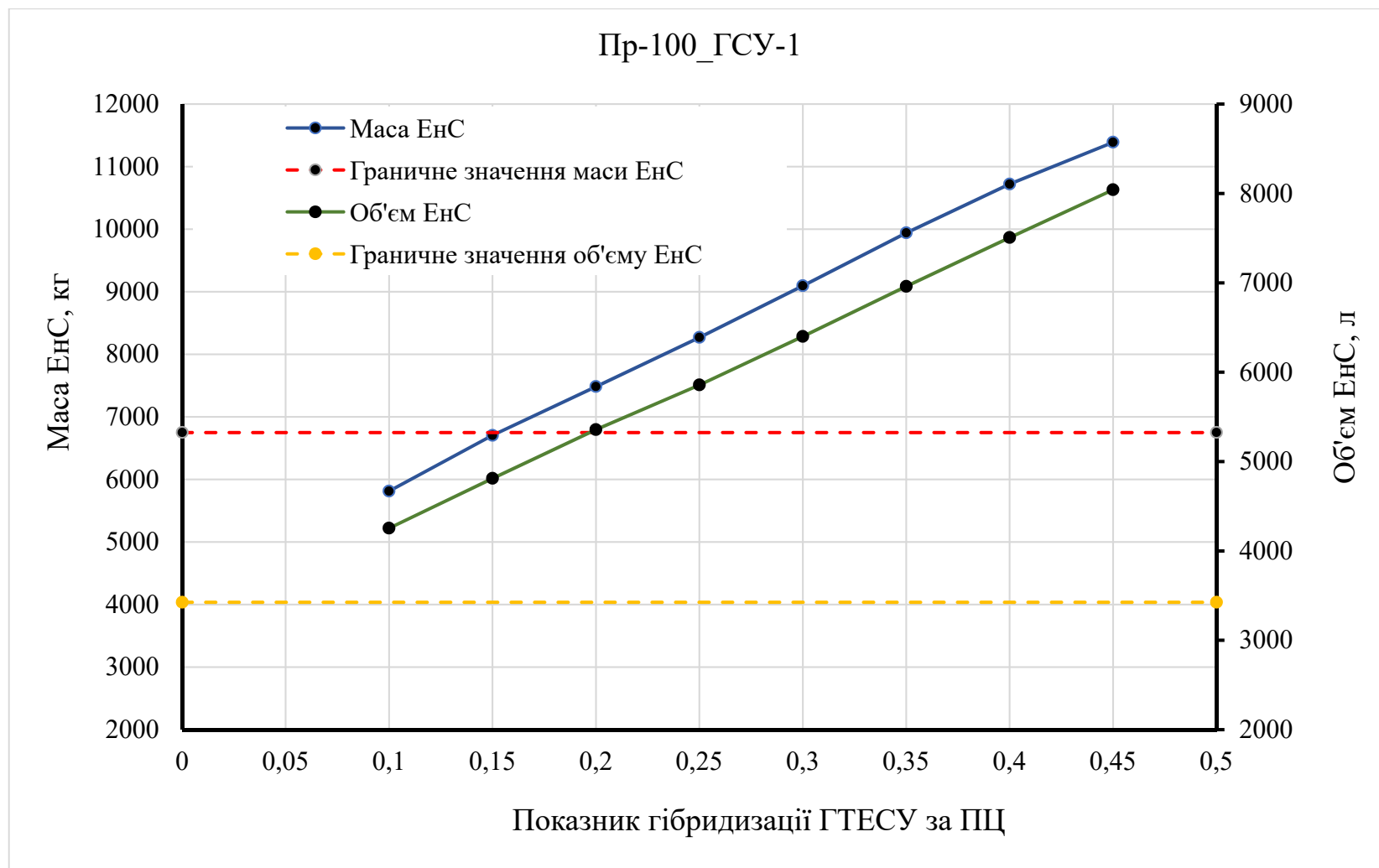


Рисунок ДЗ – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проєкту літака Пр-100_ГСУ-1

Таблиця Д7 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-20_ГСУ-2)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	170	1060	840	500	150	200	170	—	—
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	95	90	50	6	6	30	100	243	0,20
	95	90	50	19	19	40	100	363	0,30
	95	90	65	29	29	50	100	490	0,40
	95	90	70	41	41	60	100	612	0,50
	95	90	80	52	52	65	100	737	0,60
	95	95	85	71	71	70	100	924	0,75
	95	95	90	83	83	80	100	1046	0,85
	100	100	100	100	100	100	100	1229	1,00
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	162	954	420	30	9	60	170	—	—

Продовження таблиці Д7

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,950	0,900	0,500	0,060	0,060	0,300	1,000	—	—
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	22,67	26,50	238,00	893,75	20,00	5,00	22,67	1229	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,539								
Граничне значення маси ЕнС, кг	1585								
Граничне значення об'єму ЕнС, л	985								

Таблиця Д8 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-20_ГСУ-2)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,75	0,85	1,00
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	245,72	368,58	491,43	614,29	737,15	921,44	1044,30	1228,58
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	97,47	146,21	194,95	243,69	292,42	365,53	414,27	487,37
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	108	160	202	250	295	371	420	490
Сумарний підзаряд АКБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АКБ, кВт·год	152,63	133,72	123,02	105,57	91,50	63,87	48,34	27,46
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	272,25	403,33	509,21	630,21	743,65	935,23	1058,75	1235,21
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,22	0,33	0,41	0,51	0,61	0,76	0,86	1,01
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	846,00	794,00	752,00	704,00	659,00	636,00	587,00	517,00
Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	312,00	260,00	218,00	170,00	125,00	49,00	0,00	-70,00

Продовження таблиці Д8

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт-год	131,08	115,05	102,10	87,30	73,43	51,32	36,21	14,63
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,16	1,02	0,94	0,81	0,70	0,49	0,37	0,21
Маса АБ, кг	610,5	534,9	492,1	422,3	366,0	255,5	193,4	109,8
Об'єм АБ, л	305,3	267,4	246,0	211,1	183,0	127,7	96,7	54,9
Маса збірки ПЕ, кг	37,24	55,17	69,66	86,21	101,72	127,93	144,83	168,97
Об'єм збірки ПЕ, л	33,75	50,00	63,13	78,13	92,19	115,94	131,25	153,13
Маса систем ПЕ, кг	229,79	340,43	429,79	531,91	627,66	789,36	893,62	1042,55
Об'єм системи ПЕ, кг	308,57	457,14	577,14	714,29	842,86	1060,00	1200,00	1400,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	37,8	56	70,7	87,5	103,25	129,85	147	171,5
Необхідна витрата водню, кг/год	4,21	6,24	7,88	9,75	11,50	14,47	16,38	19,11
Потрібна енергія на випаровування та нагрівання водню, кВт	7,26	10,76	13,59	16,81	19,84	24,95	28,25	32,96
Потрібна енергія на відведення надлишків тепла, кВт	30,54	45,24	57,11	70,69	83,41	104,90	118,75	138,54

Закінчення таблиці Д8

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03	0,04	0,04	0,05
Необхідна витрата повітря на вході в ПЕ, кг/с	0,04	0,06	0,08	0,09	0,11	0,14	0,16	0,18
Необхідна маса водню, кг	10,62	15,73	19,86	24,58	29,00	36,47	41,29	48,17
Маса бака рідкого водню, кг	70,78	104,86	132,39	163,84	193,34	243,15	275,26	321,14
Об'єм бака рідкого водню, л	149,96	222,16	280,48	347,13	409,61	515,14	583,18	680,37
Маса випарника + радіаторів скидання тепла, кг	6,80	10,07	12,72	15,74	18,57	23,35	26,44	30,85
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	477,00	477,00	477,00	477,00	477,00	503,50	503,50	503,50
Маса ЕД, кг	95,40	95,40	95,40	95,40	95,40	100,70	100,70	100,70
Об'єм ЕД, л	63,60	63,60	63,60	63,60	63,60	67,13	67,13	67,13
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	79,50	79,50	79,50	79,50	79,50	83,92	83,92	83,92
Об'єм блоків керування ЕД, л	21,60	32,00	40,40	50,00	59,00	74,20	84,00	98,00
Сумарна маса ЕнС, кг	1092,77	1165,14	1241,87	1308,68	1380,45	1495,94	1573,28	1688,98
Сумарний об'єм ЕнС, л	574,16	635,20	693,65	750,00	807,39	900,14	962,23	1053,55

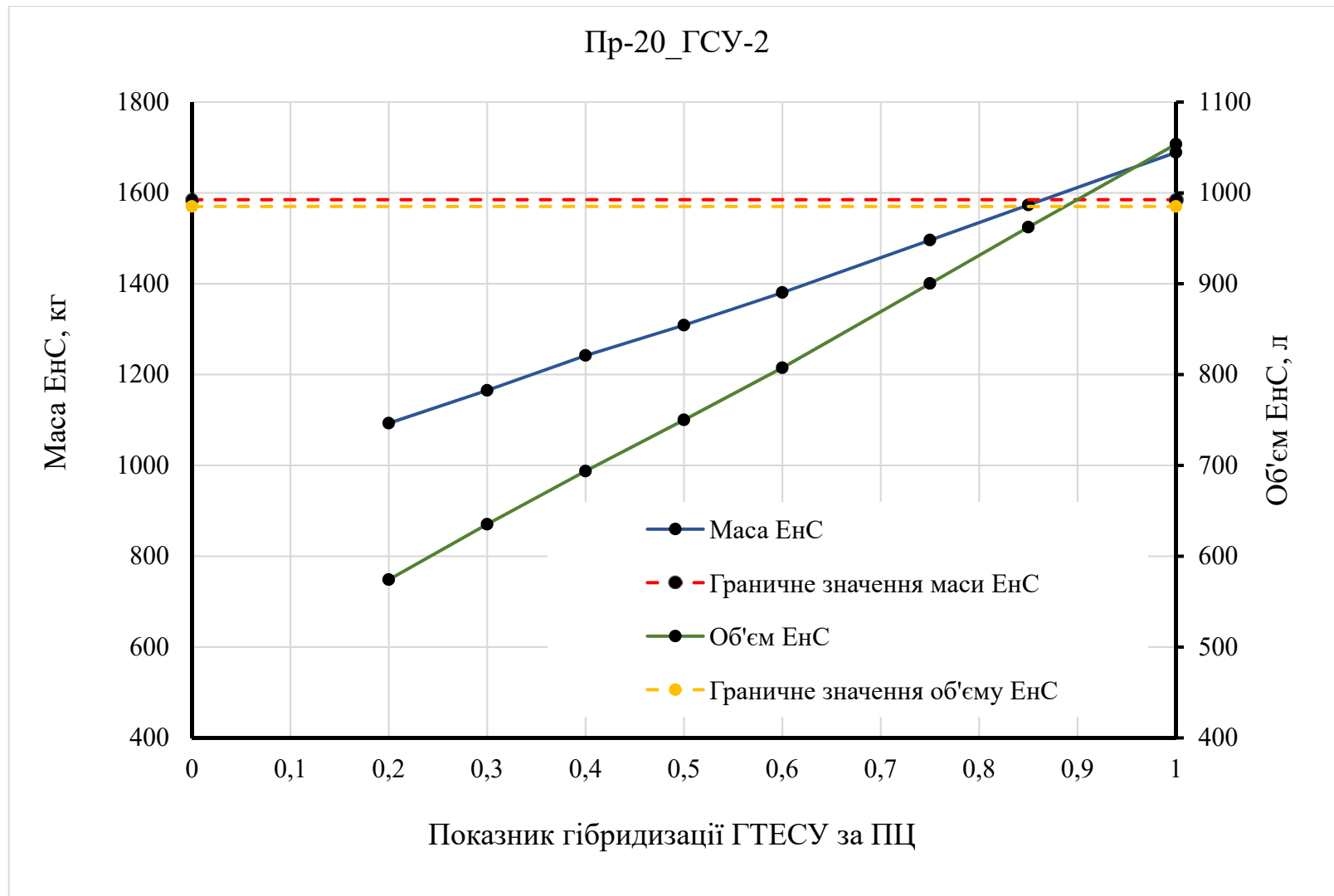


Рисунок Д4 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проекту літака Пр-20_ГСУ-2

Таблиця Д9 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-50_ГСУ-2)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	130	3630	3090	2401	200	980	130	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	85	30	30	5	5	30	100	545	0,10
	85	40	45	8	8	45	100	819	0,15
	90	45	50	12	12	55	100	1043	0,20
	90	50	60	16	16	65	100	1310	0,25
	90	55	70	20	20	70	100	1577	0,30
	95	60	80	25	25	75	100	1887	0,35
	95	65	85	30	30	85	100	2153	0,40
	95	70	90	35	35	95	100	2420	0,45
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	111	1089	927	120	10	294	130	–	–
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,850	0,300	0,300	0,050	0,050	0,300	1,000	–	–

Продовження таблиці Д9

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	17,33	90,75	875,50	4291,79	26,67	24,50	17,33	5344	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,407								
Граничне значення маси ЕнС, кг	2570								
Граничне значення об'єму ЕнС, л	2360								

Таблиця Д10 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-50_ГСУ-2)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,40	0,45

Продовження таблиці Д10

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	534,39	801,58	1068,77	1335,97	1603,16	1870,35	2137,55	2404,74
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	211,99	317,98	423,98	529,97	635,96	741,96	847,95	953,95
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	240	300	380	460	540	635	733	832
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АБ, кВт·год	245,08	230,77	211,70	192,63	173,56	140,12	112,43	86,67
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	605,00	756,25	957,92	1159,58	1361,25	1600,73	1847,77	2097,33
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,11	0,14	0,18	0,22	0,25	0,30	0,35	0,39
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	849,00	1152,00	1253,50	1355,00	1456,50	1543,00	1626,50	1527,50
Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	687,00	627,00	547,00	467,00	387,00	292,00	194,00	95,00

Продовження таблиці Д10

Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	230,61	221,18	201,05	180,93	160,80	136,04	110,36	79,84
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,06	1,00	0,92	0,84	0,75	0,61	0,49	0,38
Маса АБ, кг	980,3	923,1	846,8	770,5	694,2	560,5	449,7	346,7
Об'єм АБ, л	490,2	461,5	423,4	385,3	347,1	280,2	224,9	173,3
Маса збірки ПЕ, кг	82,76	103,45	131,03	158,62	186,21	218,97	252,76	286,90
Об'єм збірки ПЕ, л	75,00	93,75	118,75	143,75	168,75	198,44	229,06	260,00
Маса систем ПЕ, кг	510,64	638,30	808,51	978,72	1148,94	1351,06	1559,57	1770,21
Об'єм системи ПЕ, кг	685,71	857,14	1085,71	1314,29	1542,86	1814,29	2094,29	2377,14
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	84	105	133	161	189	222,25	256,55	291,2
Необхідна витрата водню, кг/год	9,36	11,70	14,82	17,94	21,06	24,76	28,59	32,45
Потрібна енергія на випаровування та нагрівання водню, кВт	16,14	20,18	25,56	30,94	36,32	42,71	49,30	55,96
Потрібна енергія на відведення надлишків тепла, кВт	67,86	84,82	107,44	130,06	152,68	179,54	207,25	235,24
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,02	0,03	0,04	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08
Необхідна витрата повітря на вході в ПЕ, кг/с	0,09	0,11	0,14	0,17	0,20	0,24	0,27	0,31

Закінчення таблиці Д10

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Необхідна маса водню, кг	23,59	29,49	37,36	45,22	53,09	62,42	72,06	81,79
Маса бака рідкого водню, кг	157,29	196,61	249,04	301,47	353,90	416,17	480,39	545,28
Об'єм бака рідкого водню, л	333,24	416,55	527,64	638,72	749,80	881,71	1017,78	1155,24
Маса випарника + радіаторів скидання тепла, кг	15,11	18,88	23,92	28,96	33,99	39,97	46,14	52,37
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	544,50	726,00	816,75	907,50	998,25	1089,00	1179,75	1179,75
Маса ЕД, кг	108,90	145,20	163,35	181,50	199,65	217,80	235,95	235,95
Об'єм ЕД, л	72,60	96,80	108,90	121,00	133,10	145,20	157,30	157,30
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	90,75	121,00	136,13	151,25	166,38	181,50	196,63	196,63
Об'єм блоків керування ЕД, л	48,00	60,00	76,00	92,00	108,00	127,00	146,60	166,40
Сумарна маса ЕнС, кг	1863,00	2043,09	2227,76	2412,43	2597,10	2766,97	2968,42	3147,13
Сумарний об'єм ЕнС, л	1019,00	1128,65	1254,69	1380,73	1506,77	1632,58	1775,61	1912,29

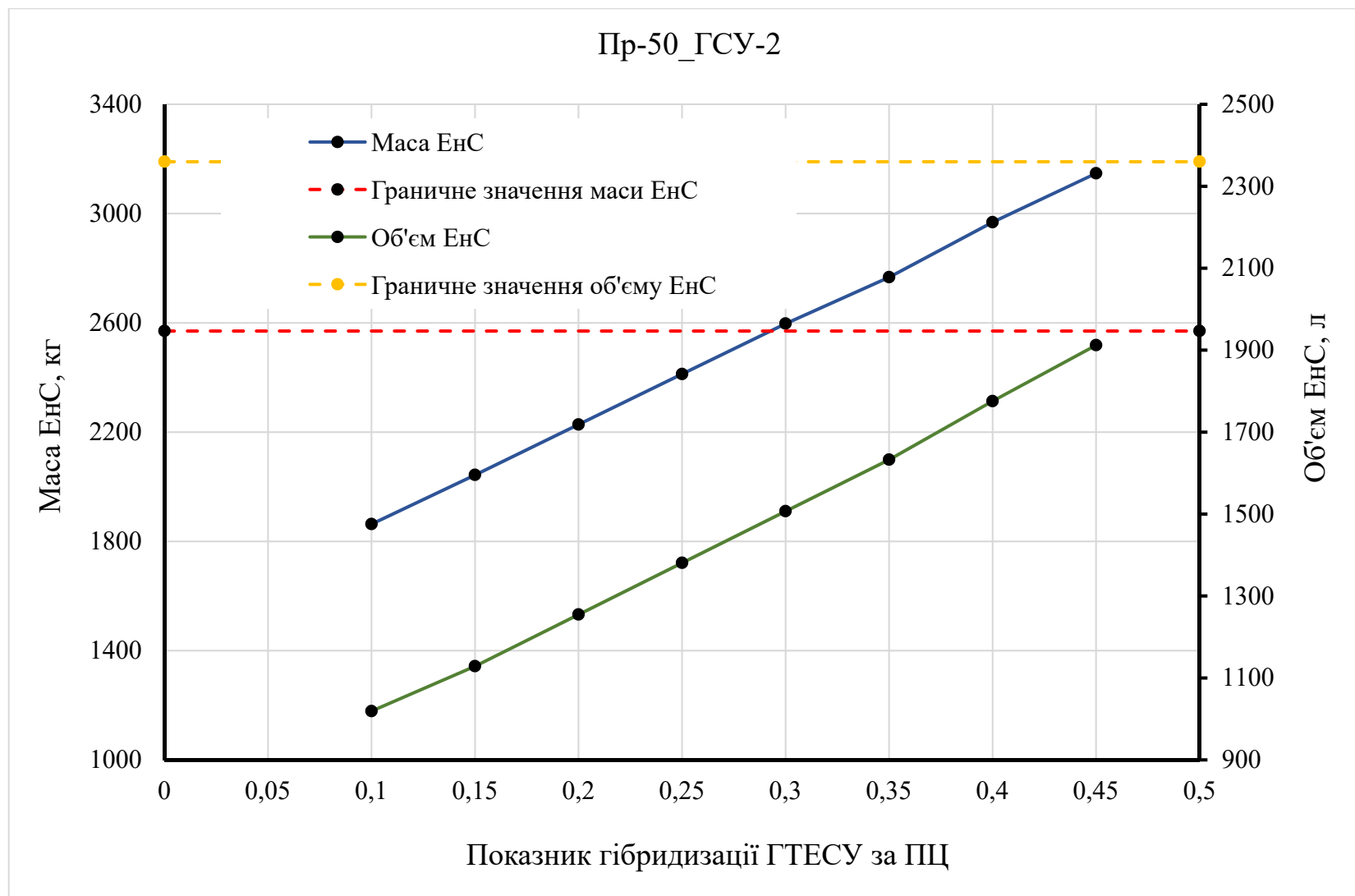


Рисунок Д5 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проекту літака Пр-50_ГСУ-2

Таблиця Д11 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-100_ГСУ-2)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	1000	12800	7600	8600	2000	4000	1000	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	85	25	30	5	5	30	100	1785	0,10
	85	35	45	9	9	45	100	2780	0,15
	90	40	50	14	14	55	100	3702	0,20
	90	50	60	18	18	65	100	4585	0,25
	90	55	75	22	22	70	100	5555	0,30
	95	65	80	27	27	75	100	6488	0,35
	95	70	85	32	32	85	100	7404	0,40
	95	70	85	38	38	95	100	8352	0,45
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	850	3200	2280	430	100	1200	1000	–	–
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,850	0,250	0,300	0,050	0,050	0,300	1,000	–	–

Продовження таблиці Д11

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	133,33	320,00	2153,33	15372,5	266,67	100,00	133,33	18479	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,4								
Граничне значення маси ЕнС, кг	6750								
Граничне значення об'єму ЕнС, л	3425								

Таблиця Д12 – Розрахункові значення характеристик ЕСУ (Пр-100_ГСУ-2)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,40	0,45
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	1847,92	2771,88	3695,83	4619,79	5543,75	6467,71	7391,67	8315,63

Продовження таблиці Д12

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	733,06	1099,59	1466,12	1832,64	2199,17	2565,70	2932,23	3298,76
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	730	1030	1390	1680	1975	2329	2688	3108
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АБ, кВт·год	620,25	570,93	480,48	411,95	353,03	251,05	158,67	27,07
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	1840,21	2596,46	3503,96	4235,00	4978,65	5871,02	6776,00	7834,75
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,10	0,14	0,19	0,23	0,27	0,32	0,37	0,42
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	2470,00	3450,00	3730,00	4720,00	5065,00	5991,00	6272,00	5852,00
Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	1550,00	1250,00	890,00	600,00	305,00	-49,00	-408,00	-828,00
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	614,25	553,75	458,75	401,33	326,38	249,23	154,53	25,03

Продовження таблиці Д12

Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,01	0,93	0,78	0,67	0,57	0,41	0,26	0,04
Маса АБ, кг	2481,0	2283,7	1921,9	1647,8	1412,1	1004,2	634,7	108,3
Об'єм АБ, л	1240,5	1141,9	961,0	823,9	706,1	502,1	317,3	54,1
Маса збірки ПЕ, кг	251,72	355,17	479,31	579,31	681,03	803,10	926,90	1071,72
Об'єм збірки ПЕ, л	228,13	321,88	434,38	525,00	617,19	727,81	840,00	971,25
Маса систем ПЕ, кг	1553,19	2191,49	2957,45	3574,47	4202,13	4955,32	5719,15	6612,77
Об'єм системи ПЕ, кг	2085,71	2942,86	3971,43	4800,00	5642,86	6654,29	7680,00	8880,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	255,5	360,5	486,5	588	691,25	815,15	940,8	1087,8
Необхідна витрата водню, кг/год	28,47	40,17	54,21	65,52	77,02	90,83	104,83	121,21
Потрібна енергія на випаровування та нагрівання водню, кВт	49,10	69,28	93,49	113,00	132,84	156,65	180,79	209,04
Потрібна енергія на відведення надлишків тепла, кВт	206,40	291,22	393,01	475,00	558,41	658,50	760,01	878,76
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,07	0,10	0,14	0,16	0,19	0,23	0,26	0,30
Необхідна витрата повітря на вході в ПЕ, кг/с	0,27	0,38	0,52	0,63	0,74	0,87	1,00	1,16
Необхідна маса водню, кг	71,76	101,26	136,65	165,16	194,16	228,96	264,25	305,54
Маса бака рідкого водню, кг	478,43	675,04	910,98	1101,04	1294,37	1526,38	1761,66	2036,92

Закінчення таблиці Д12

Об'єм бака рідкого водню, л	1013,62	1430,17	1930,04	2332,70	2742,32	3233,85	3732,33	4315,50
Маса випарника + радіаторів скидання тепла, кг	45,95	64,84	87,50	105,76	124,33	146,61	169,21	195,65
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	1600,00	2240,00	2560,00	3200,00	3520,00	4160,00	4480,00	4480,00
Маса ЕД, кг	320,00	448,00	512,00	640,00	704,00	832,00	896,00	896,00
Об'єм ЕД, л	213,33	298,67	341,33	426,67	469,33	554,67	597,33	597,33
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	266,67	373,33	426,67	533,33	586,67	693,33	746,67	746,67
Об'єм блоків керування ЕД, л	146,00	206,00	278,00	336,00	395,00	465,80	537,60	621,60
Сумарна маса ЕнС, кг	5145,24	6036,43	6816,49	7602,39	8323,61	9157,82	9927,35	10596,26
Сумарний об'єм ЕнС, л	2841,57	3398,58	3944,69	4444,27	4929,90	5484,22	6024,59	6559,82

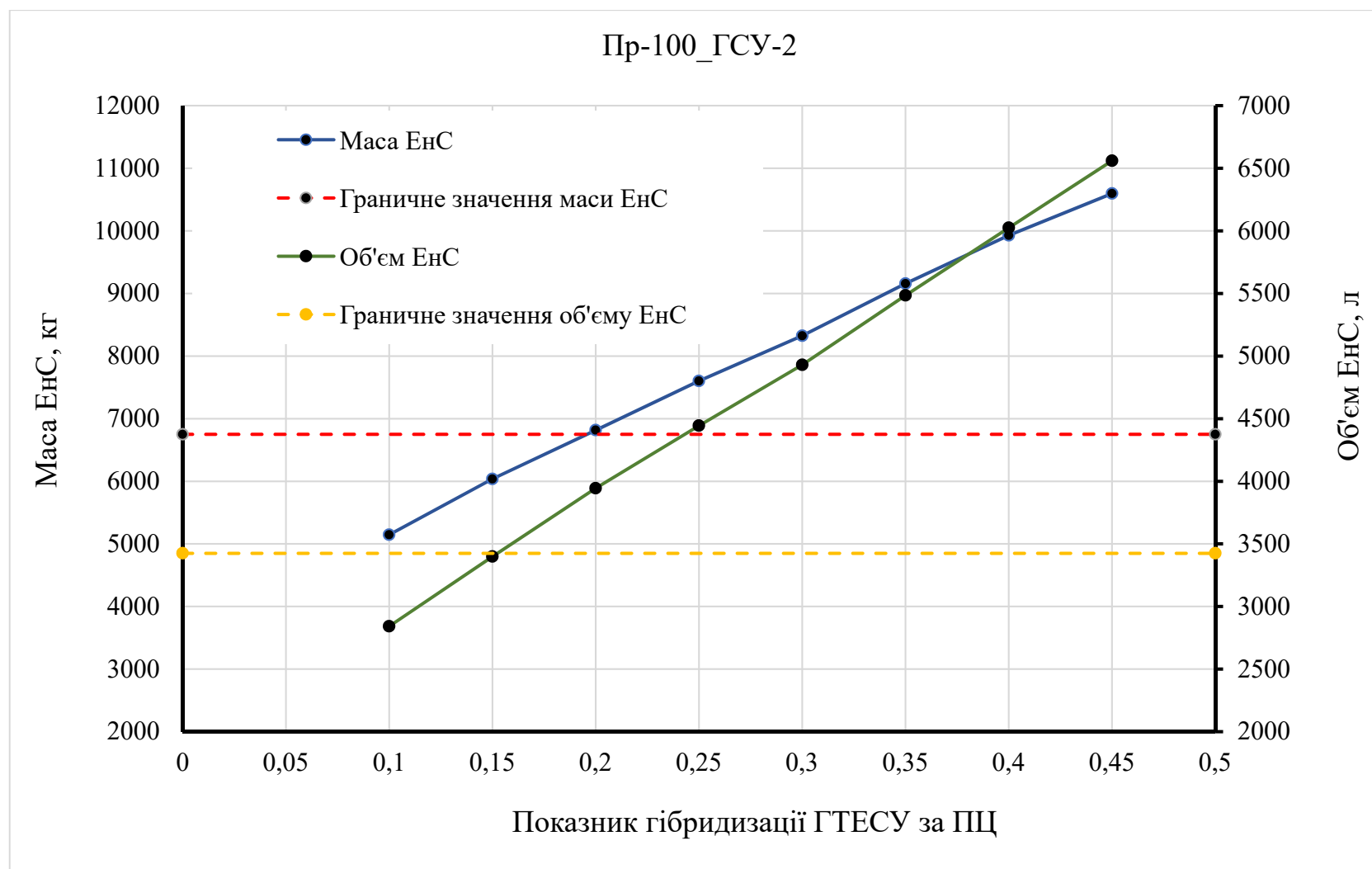


Рисунок Д6 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проєкту літака Пр-100_ГСУ-2

Таблиця Д13 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-20_ГСУ-3)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	170	1060	840	500	150	200	170	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	95	90	50	6	6	30	100	243	0,20
	95	90	50	19	19	40	100	363	0,30
	95	90	65	29	29	50	100	490	0,40
	95	90	70	41	41	60	100	612	0,50
	95	90	80	52	52	65	100	737	0,60
	95	95	85	71	71	70	100	924	0,75
	95	95	90	83	83	80	100	1046	0,85
	100	100	100	100	100	100	100	1229	1,00
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	162	954	420	30	9	60	170	–	–
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,950	0,900	0,500	0,060	0,060	0,300	1,000	–	–

Продовження таблиці Д13

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт·год	22,67	26,50	238,00	893,75	20,00	5,00	22,67	1229	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,539								
Граничне значення маси ЕнС, кг	1585								
Граничне значення об'єму ЕнС, л	985								

Таблиця Д14 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-20_ГСУ-3)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,75	0,85	1,00
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	245,72	368,58	491,43	614,29	737,15	921,44	1044,30	1228,58
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	97,47	146,21	194,95	243,69	292,42	365,53	414,27	487,37
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	107	160	201	250	295	372	421	491
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - емність АБ, кВт·год	150,70	133,72	121,10	105,57	91,50	65,79	50,26	29,38
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	269,73	403,33	506,69	630,21	743,65	937,75	1061,27	1237,73
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,22	0,33	0,41	0,51	0,61	0,76	0,86	1,01
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50	161,50
Потужність АКБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	847,00	794,00	753,00	704,00	659,00	635,00	586,00	516,00

Продовження таблиці Д14

Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	313,00	260,00	219,00	170,00	125,00	48,00	-1,00	-71,00
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	131,39	115,05	102,41	87,30	73,43	51,01	35,90	14,32
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,15	1,02	0,92	0,80	0,70	0,50	0,38	0,22
Маса АБ, кг	602,8	534,9	484,4	422,3	366,0	263,2	201,0	117,5
Об'єм АБ, л	301,4	267,4	242,2	211,1	183,0	131,6	100,5	58,8
Маса збірки ПЕ, кг	107,00	160,00	201,00	250,00	295,00	372,00	421,00	491,00
Об'єм збірки ПЕ, л	356,67	533,33	670,00	833,33	983,33	1240,00	1403,33	1636,67
Маса систем ПЕ, кг	152,86	228,57	287,14	357,14	421,43	531,43	601,43	701,43
Об'єм системи ПЕ, кг	535,00	800,00	1005,00	1250,00	1475,00	1860,00	2105,00	2455,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	37,45	56	70,35	87,5	103,25	130,2	147,35	171,85
Необхідна витрата водню, кг/год	4,17	6,24	7,84	9,75	11,50	14,51	16,42	19,15
Необхідна витрата гасу, кг/год	12,70	18,99	23,86	29,67	35,01	44,15	49,97	58,28
Необхідна маса гасу, кг	32,01	47,87	60,14	74,80	88,26	111,30	125,96	146,90

Продовження таблиці Д14

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Витрата енергії на нагрівання, випаровування, нагрівання гасу, кВт	8,67	12,96	16,28	20,25	23,89	30,13	34,09	39,76
Витрати на нагрів вхідного повітря, кВт	41,21	61,62	77,41	96,28	113,61	143,27	162,14	189,10
Необхідна витрата повітря (реактор + ПЕ), кг/год	167,75	250,83	315,11	391,93	462,48	583,19	660,01	769,75
Залишкове тепло, кВт (потрібно додаткове тепло від ГТД)	-12,42	-18,58	-23,34	-29,03	-34,26	-43,20	-48,89	-57,01
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03	0,04	0,04	0,05
Необхідна витрата води на вході в крекінг-реактор, кг/с	0,007	0,010	0,013	0,016	0,019	0,024	0,027	0,031
Доступний залишок води, кг/с	0,004	0,005	0,007	0,008	0,010	0,013	0,014	0,017
Маса крекінг-реактору, кг	4,10	6,14	7,71	9,59	11,31	14,26	16,14	18,83
Об'єм крекінг-реактору, л	6,79	10,15	12,76	15,87	18,72	23,61	26,72	31,16
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	477,00	477,00	477,00	477,00	477,00	503,50	503,50	503,50
Маса ЕД, кг	95,40	95,40	95,40	95,40	95,40	100,70	100,70	100,70
Об'єм ЕД, л	63,60	63,60	63,60	63,60	63,60	67,13	67,13	67,13

Закінчення таблиці Д14

Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	79,50	79,50	79,50	79,50	79,50	83,92	83,92	83,92
Об'єм блоків керування ЕД, л	21,40	32,00	40,20	50,00	59,00	74,40	84,20	98,20
Сумарна маса ЕнС, кг	966,69	992,36	1014,29	1038,71	1061,89	1104,76	1129,18	1169,29
Сумарний об'єм ЕнС, л	749,87	906,53	1028,76	1173,94	1307,65	1536,72	1681,90	1891,92

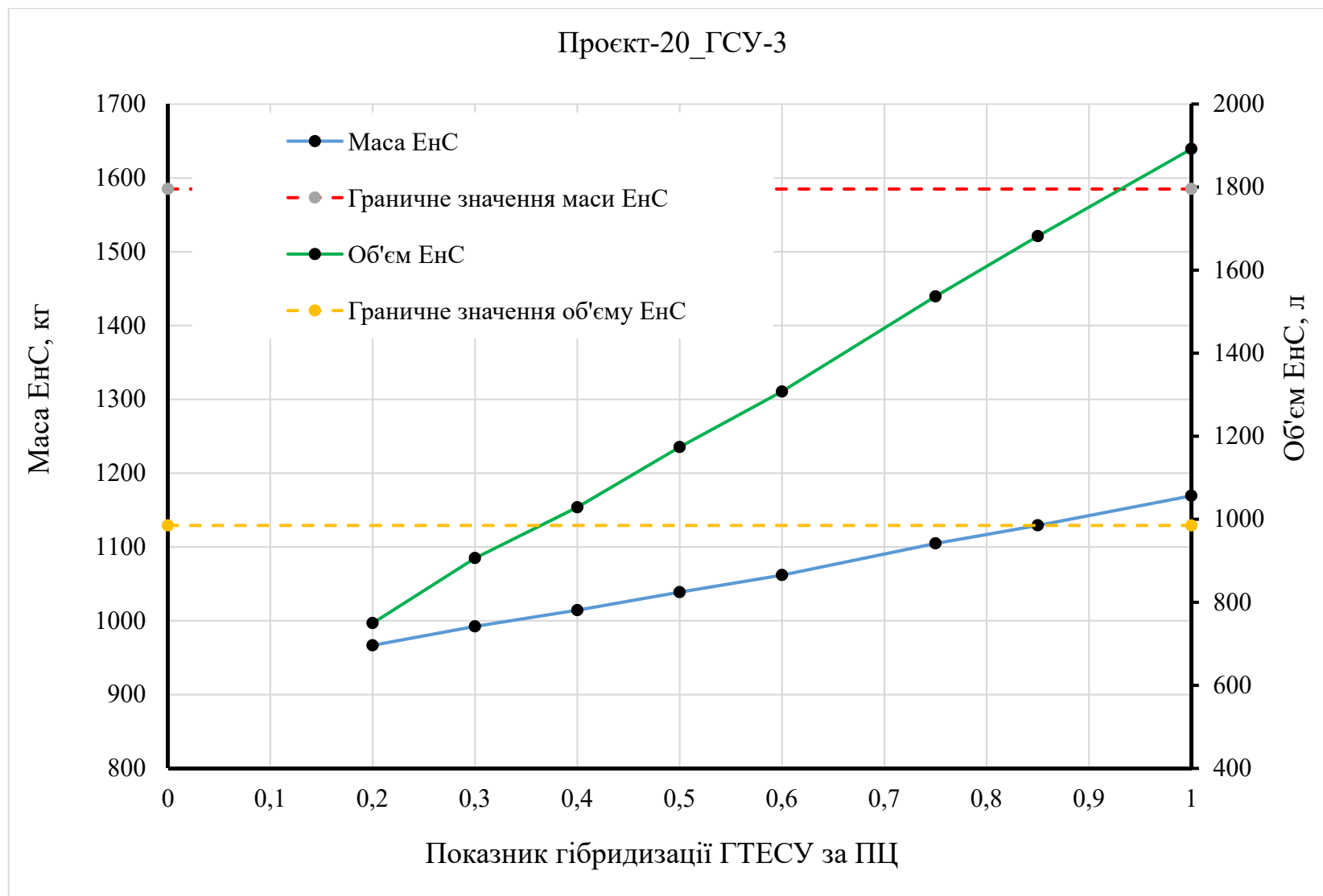


Рисунок Д7 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проекту літака Пр-20_ГСУ-3

Таблиця Д15 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-50_ГСУ-3)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	130	3630	3090	2401	200	980	130	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	85	30	30	5	5	30	100	545	0,10
	85	40	45	8	8	45	100	819	0,15
	90	45	50	12	12	55	100	1043	0,20
	90	50	60	16	16	65	100	1310	0,25
	90	55	70	20	20	70	100	1577	0,30
	95	60	80	25	25	75	100	1887	0,35
	95	65	85	30	30	85	100	2153	0,40
	95	70	90	35	35	95	100	2420	0,45
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	111	1089	927	120	10	294	130	–	–
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,850	0,300	0,300	0,050	0,050	0,300	1,000	–	–

Продовження таблиці Д15

Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	–
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт×год	17,33	90,75	875,50	4291,79	26,67	24,50	17,33	5344	–
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,407								
Граничне значення маси ЕНС, кг	2570								
Граничне значення об'єму ЕНС, л	2360								

Таблиця Д16 – Розрахункові значення характеристик ЕНС (Пр-50_ГСУ-3)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,40	0,45
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	534,39	801,58	1068,77	1335,97	1603,16	1870,35	2137,55	2404,74
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	211,99	317,98	423,98	529,97	635,96	741,96	847,95	953,95
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	240	300	380	460	540	640	740	842
Сумарний підзаряд АБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АБ, кВт·год	245,08	230,77	211,70	192,63	173,56	149,72	125,88	105,88

Продовження таблиці Д16

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	605,00	756,25	957,92	1159,58	1361,25	1613,33	1865,42	2122,54
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,11	0,14	0,18	0,22	0,25	0,30	0,35	0,40
Потужність АБ на етапі рулювання (працює тільки АБ), кВт	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50	110,50
Потужність АБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АБ + ПЕ), кВт	849,00	1152,00	1253,50	1355,00	1456,50	1538,00	1619,50	1517,50
Потужність АБ при наборі висоти ешелону (працює АБ + ПЕ), кВт	687,00	627,00	547,00	467,00	387,00	287,00	187,00	85,00
Сумарний необхідний заряд АБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	230,61	221,18	201,05	180,93	160,80	134,50	108,20	76,75
Частка електричної потужності АБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,06	1,00	0,92	0,84	0,75	0,65	0,55	0,46
Маса АБ, кг	980,3	923,1	846,8	770,5	694,2	598,9	503,5	423,5
Об'єм АБ, л	490,2	461,5	423,4	385,3	347,1	299,4	251,8	211,8
Маса збірки ПЕ, кг	240,00	300,00	380,00	460,00	540,00	640,00	740,00	842,00
Об'єм збірки ПЕ, л	800,00	1000,00	1266,67	1533,33	1800,00	2133,33	2466,67	2806,67

Продовження таблиці Д16

Маса систем ПЕ, кг	342,86	428,57	542,86	657,14	771,43	914,29	1057,14	1202,86
Об'єм системи ПЕ, кг	1200,00	1500,00	1900,00	2300,00	2700,00	3200,00	3700,00	4210,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	84	105	133	161	189	224	259	294,7
Необхідна витрата водню, кг/год	9,36	11,70	14,82	17,94	21,06	24,96	28,86	32,84
Необхідна витрата газу, кг/год	28,49	35,61	45,10	54,60	64,09	75,96	87,83	99,94
Необхідна маса газу, кг	71,81	89,76	113,69	137,63	161,57	191,48	221,40	251,92
Витрата енергії на нагрівання, випаровування, нагрівання газу, кВт	19,44	24,30	30,77	37,25	43,73	51,83	59,93	68,19
Необхідна витрата повітря (реактор + ПЕ), кг/год	376,25	470,31	595,73	721,15	846,56	1003,34	1160,11	1320,01
Витрати на нагрів вхідного повітря, кВт	92,43	115,54	146,35	177,16	207,97	246,49	285,00	324,28
Залишкове тепло, кВт (потрібно додаткове тепло від ГТД)	-27,87	-34,84	-44,13	-53,42	-62,70	-74,32	-85,93	-97,77
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,02	0,03	0,04	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08
Необхідна витрата води на вході в крекінг-реактор, кг/с	0,015	0,019	0,024	0,029	0,034	0,041	0,047	0,054
Доступний залишок води, кг/с	0,008	0,010	0,013	0,016	0,018	0,022	0,025	0,029
Маса крекінг-реактору, кг	9,20	11,50	14,57	17,64	20,71	24,54	28,37	32,29

Закінчення таблиці Д16

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Об'єм крекінг-реактору, л	15,23	19,04	24,12	29,19	34,27	40,62	46,96	53,43
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	544,50	726,00	816,75	907,50	998,25	1089,00	1179,75	1179,75
Маса ЕД, кг	108,90	145,20	163,35	181,50	199,65	217,80	235,95	235,95
Об'єм ЕД, л	72,60	96,80	108,90	121,00	133,10	145,20	157,30	157,30
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	90,75	121,00	136,13	151,25	166,38	181,50	196,63	196,63
Об'єм блоків керування ЕД, л	48,00	60,00	76,00	92,00	108,00	128,00	148,00	168,40
Сумарна маса ЕНС, кг	1603,83	1719,13	1817,41	1915,68	2013,96	2128,49	2243,02	2343,17
Сумарний об'єм ЕНС, л	1425,99	1637,39	1899,09	2160,79	2422,49	2746,59	3070,69	3397,57

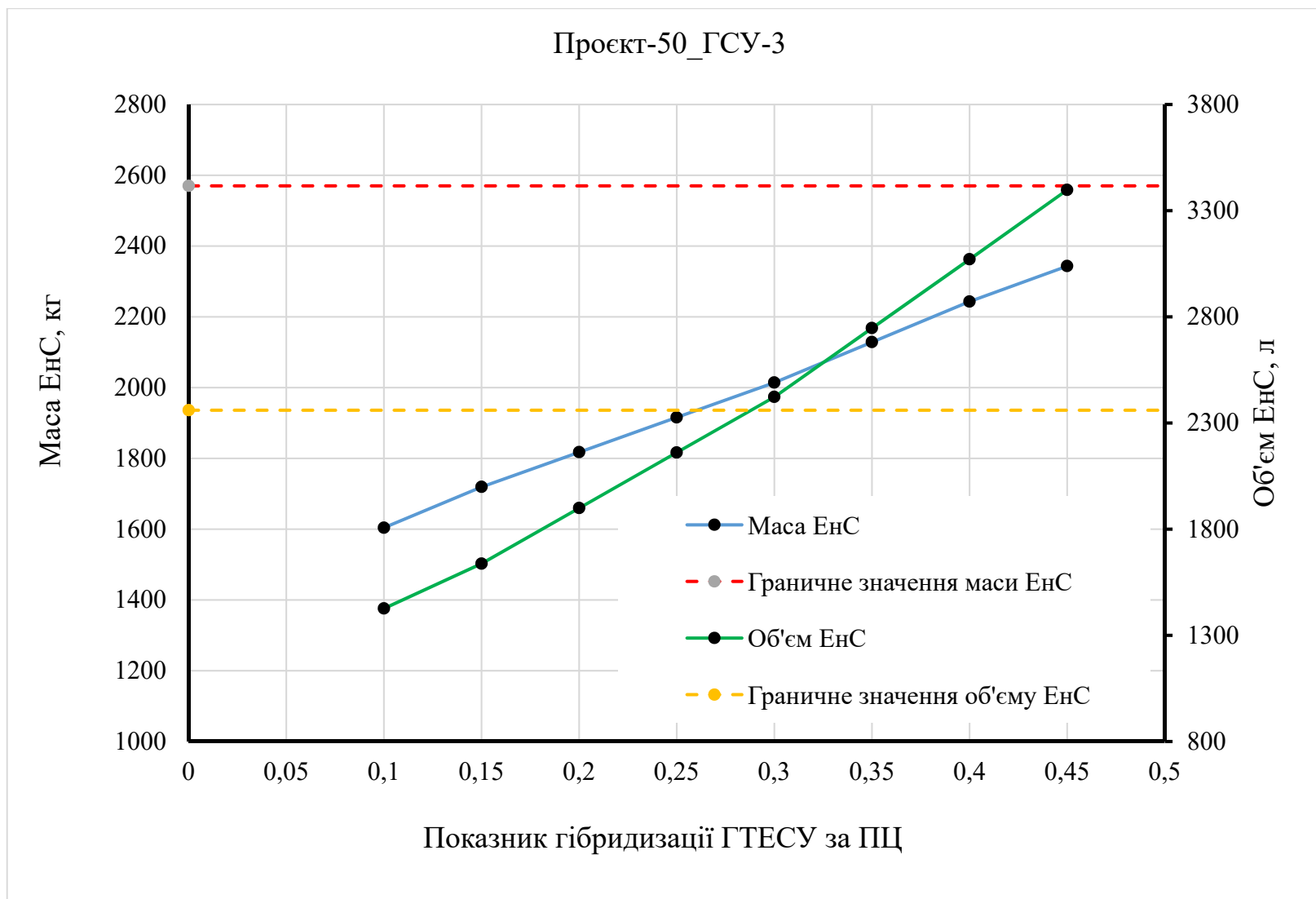


Рисунок Д8 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проекту літака Пр-50_ГСУ-3

Таблиця Д17 – Розрахункові значення потужності та ступеня гібридизації СУ за ПЦ (Пр-100_ГСУ-3)

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Потужність СУ еквівалентна, Ne середня на етапі, кВт	1000	12800	7600	8600	2000	4000	1000	–	–
Частка електричної потужності від ПЕ на етапі ПЦ, %	85	25	30	5	5	30	100	1785	0,10
	85	35	45	9	9	45	100	2780	0,15
	90	40	50	14	14	55	100	3702	0,20
	90	50	60	18	18	65	100	4585	0,25
	90	55	75	22	22	70	100	5555	0,30
	95	65	80	27	27	75	100	6488	0,35
	95	70	85	32	32	85	100	7404	0,40
	95	70	85	38	38	95	100	8352	0,45
Потрібна електрична потужність на етапі ПЦ, кВт	850	3200	2280	430	100	1200	1000	–	–
Показник гібридизації СУ на етапі ПЦ	0,850	0,250	0,300	0,050	0,050	0,300	1,000	–	–

Продовження таблиці Д17

Назва характеристики	Етапи ПЦ							Загальна кількість електричної потужності, кВт	Показник гібридизації за весь польотний цикл
	Запуск, прогрів, рулювання	Розбіг, зліт до висоти кола	Набір висоти ешелону	Крейсерський політ	Зниження до висоти кола	Захід на посадку, посадка	Зарулювання на стоянку		
Час етапу ПЦ, t, хв.	8	1,5	17	107,25	8	1,5	8	151,25	—
Кількість споживаної потужності на етапі ПЦ, $N_e \times t$, кВт×год	133,33	320,00	2153,33	15372,5	266,67	100,00	133,33	18479	—
Середній ступінь гібридизації СУ за ПЦ	0,4								
Граничне значення маси ЕНС, кг	6750								
Граничне значення об'єму ЕНС, л	3425								

Таблиця Д18 – Розрахункові значення характеристик ЕнС (Пр-100_ГСУ-3)

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Частка електричної потужності в ПЦ, %	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,40	0,45
Потрібна сумарна електрична потужність за ПЦ, кВт·год	1847,92	2771,88	3695,83	4619,79	5543,75	6467,71	7391,67	8315,63
Потрібна середня електрична потужність за ПЦ, кВт	733,06	1099,59	1466,12	1832,64	2199,17	2565,70	2932,23	3298,76
Потрібна електрична потужність ПЕ, кВт	735	1025	1390	1680	1980	2340	2705	3155
Сумарний підзаряд АКБ при крейсерському польоті та зниженні - ємність АКБ, кВт·год	629,85	561,33	480,48	411,95	362,63	272,18	191,32	117,35
Перевірочний розрахунок електричної потужності за ПЦ, кВт·год	1852,81	2583,85	3503,96	4235,00	4991,25	5898,75	6818,85	7953,23
Перевірочна частка гібридизації за ПЦ, %	0,10	0,14	0,19	0,23	0,27	0,32	0,37	0,43
Потужність АКБ на етапі рулювання (працює тільки АКБ), кВт	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00	850,00
Потужність АКБ на етапі розбігу, зльоту та набору висоти кола (працює АКБ + ПЕ), кВт	2465,00	3455,00	3730,00	4720,00	5060,00	5980,00	6255,00	5805,00
Потужність АКБ при наборі висоти ешелону (працює АКБ + ПЕ), кВт	1545,00	1255,00	890,00	600,00	300,00	-60,00	-425,00	-875,00

Продовження таблиці Д18

Назва параметрів	Розрахункові значення параметрів							
Сумарний необхідний заряд АКБ для забезпечення витрат на рулювання, зліт та набір висоти, кВт·год	612,71	555,29	458,75	401,33	324,83	245,83	149,29	10,54
Частка електричної потужності АКБ при рулюванні, зльоті та наборі висоти, %	1,03	0,92	0,78	0,67	0,59	0,44	0,31	0,19
Маса АКБ, кг	2519,4	2245,3	1921,9	1647,8	1450,5	1088,7	765,3	469,4
Об'єм АКБ, л	1259,7	1122,7	961,0	823,9	725,3	544,4	382,6	234,7
Маса збірки ПЕ, кг	735,00	1025,00	1390,00	1680,00	1980,00	2340,00	2705,00	3155,00
Об'єм збірки ПЕ, л	2450,00	3416,67	4633,33	5600,00	6600,00	7800,00	9016,67	10516,67
Маса систем ПЕ, кг	1050,00	1464,29	1985,71	2400,00	2828,57	3342,86	3864,29	4507,14
Об'єм системи ПЕ, кг	3675,00	5125,00	6950,00	8400,00	9900,00	11700,00	13525,00	15775,00
Теплова потужність системи ПЕ, що виділяється, кВт	257,25	358,75	486,5	588	693	819	946,75	1104,25
Необхідна витрата водню, кг/год	28,66	39,97	54,21	65,52	77,22	91,25	105,49	123,04
Необхідна витрата гасу, кг/год	87,24	121,66	164,98	199,40	235,00	277,73	321,05	374,46
Необхідна маса гасу, кг	219,91	306,67	415,88	502,65	592,41	700,12	809,32	943,96
Витрата енергії на нагрівання, випаровування, нагрівання гасу, кВт	59,52	83,01	112,57	136,06	160,35	189,51	219,07	255,51
Необхідна витрата повітря (реактор + ПЕ), кг/год	1152,27	1606,91	2179,12	2633,76	3104,07	3668,45	4240,66	4946,13

Закінчення таблиці Д18

Витрати на нагрів вхідного повітря, кВт	283,07	394,76	535,34	647,03	762,57	901,22	1041,79	1215,10
Залишкове тепло, кВт (потрібно додаткове тепло від ГТД)	-85,35	-119,02	-161,41	-195,08	-229,92	-271,72	-314,10	-366,36
Витрата води на виході з ПЕ, кг/с	0,07	0,10	0,14	0,16	0,19	0,23	0,26	0,31
Необхідна витрата води на вході в крекінг-реактор, кг/с	0,047	0,065	0,088	0,107	0,126	0,149	0,172	0,201
Доступний залишок води, кг/с	0,025	0,035	0,047	0,057	0,067	0,079	0,092	0,107
Маса крекінг-реактору, кг	28,18	39,30	53,30	64,42	75,92	89,73	103,72	120,98
Об'єм крекінг-реактору, л	46,64	65,05	88,21	106,62	125,65	148,50	171,66	200,22
Потрібна максимальна потужність одного ЕД, кВт	1600,00	2240,00	2560,00	3200,00	3520,00	4160,00	4480,00	4480,00
Маса ЕД, кг	320,00	448,00	512,00	640,00	704,00	832,00	896,00	896,00
Об'єм ЕД, л	213,33	298,67	341,33	426,67	469,33	554,67	597,33	597,33
Маса блоків керування ЕД+DC/DC конвертора, кг	266,67	373,33	426,67	533,33	586,67	693,33	746,67	746,67
Об'єм блоків керування ЕД, л	147,00	205,00	278,00	336,00	396,00	468,00	541,00	631,00
Сумарна маса ЕнС, кг	4404,17	4876,91	5315,46	5788,20	6238,10	6746,73	7185,28	7684,13
Сумарний об'єм ЕнС, л	4116,69	5108,04	6301,83	7293,18	8316,25	9515,52	10709,30	12179,91

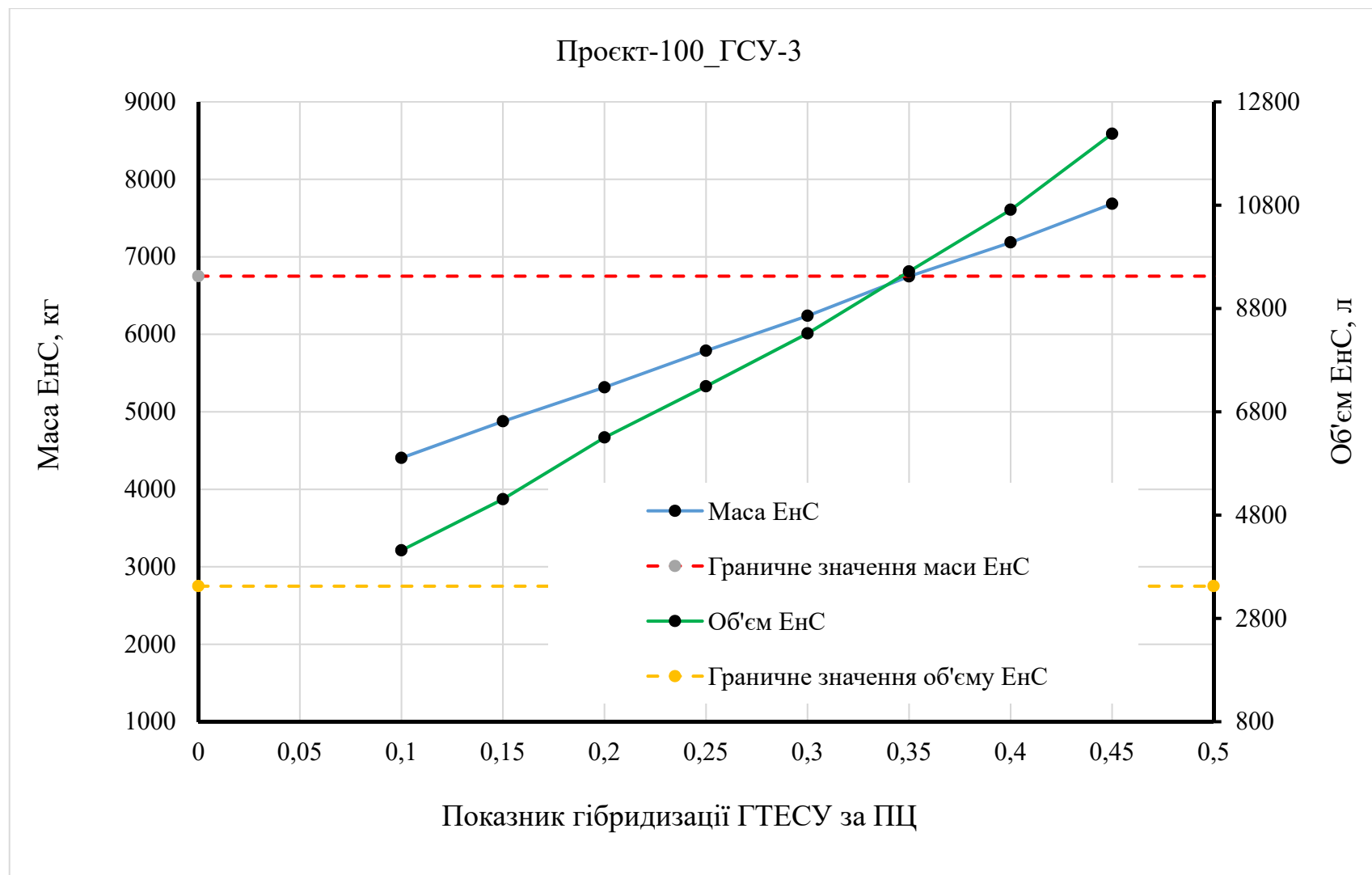


Рисунок Д9 – Залежність маси та об'єму ЕНС ГТЕСУ від показника гібридизації для проєкту літака Пр-100_ГСУ-3