

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет
ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

Шевченко Михайло Анатолійович

УДК 629.7.03

ДИСЕРТАЦІЯ

Метод визначення найвигіднішого складу силової установки для літального
апарата з надзвуковим крейсерським режимом польоту

Спеціальність 142 – Енергетичне машинобудування
Галузь знань 14 – Електрична інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

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

_____ Шевченко Михайло Анатолійович

Науковий керівник
Кіслов Олег Володимирович,
кандидат технічних наук, доцент

Харків – 2022

АНОТАЦІЯ

Шевченко М. А. Метод визначення найвигіднішого складу силової установки для літального апарата з надзвуковим крейсерським режимом польоту. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – «Енергетичне машинобудування» (14 Електрична інженерія) – Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2022.

Дисертаційна робота присвячена актуальному питанню встановлення закономірностей зміни складу та параметрів силової установки (СУ) від швидкості надзвукового крейсерського польоту літального апарата (ЛА), які забезпечують максимум комерційного навантаження.

В роботі виконано аналіз проблеми вибору складу і параметрів СУ надзвукових ЛА. З'ясовано, що цю проблему вирішують на основі підходу вибору складу і параметрів СУ за заданим критерієм ефективності при заданій швидкості польоту. За його допомогою одержані найвигідніші параметри СУ заданого складу для заданої швидкості надзвукового крейсерського польоту за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ. Основним недоліком цих досліджень є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ. Крім цього, в наявних роботах зазвичай розглядається обмежене коло СУ. Тому актуальною є науково-технічна задача встановлення закономірностей зміни найвигіднішого складу і параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту за заданим критерієм ефективності.

Проведено обґрунтування використання підходу вибору найвигіднішого складу та параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива та СУ для встановлення закономірностей зміни складу та параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Обрані шляхи вдосконалення цього підходу. Визначено перелік математичних моделей і методів, які необхідні для розробки

методу вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту.

Розроблено двоступеневий метод вибору найвигіднішого складу і параметрів робочого процесу СУ з оптимізацією її параметрів на всіх режимах роботи на основі критерію мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА. В розробленому методі комплексно структуровані необхідні математичні моделі і методи для вирішення проблеми вибору складу і параметрів СУ.

Обґрунтована необхідність удосконалення математичних моделей робочого процесу камери згоряння і СУ з комбінованими турбопрямоточними двигунами (ТПД): ТПД без передачі енергії у прямоточний контур (ТРДП), двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) та двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі (ТРДДФ_{II}) на прямоточних режимах роботи. Удосконалено математичну модель робочого процесу камери згоряння (КЗ) шляхом урахування впливу зміни хімічного складу робочого тіла внаслідок термічної дисоціації на ентальпію робочого тіла і відносну витрату палива, що дозволяє підвищити точність розрахунку питомої витрати палива. Для СУ з ТРДДФ, ТРДДФ_{II} і ТРДП на прямоточних режимах роботи удосконалено математичні моделі робочого процесу. Це дозволяє врахувати втрати повного тиску, які обумовлені наявністю в проточній частині: вентилятора з поворотними лопатками, які знаходяться у флюгерному положенні (ТРДДФ і ТРДДФ_{II}), раптового розширення потоку на вході в камеру змішування (ТРДДФ) і донним опором при нульовій витраті газу через внутрішній контур (ТРДДФ_{II} і ТРДП).

Проведено перевірку адекватності удосконалених математичних моделей СУ та їх елементів шляхом порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними «General Electric» та розрахунковими даними М.М. Бондарюка. Отримано задовільний збіг результатів моделювання робочого процесу КЗ і швидкісних характеристик прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД).

Виконано верифікацію математичної моделі аеродинамічних характеристик ЛА шляхом порівняння результатів розрахунку з даними NASA. Похибка визначення аеродинамічних характеристик ЛА від наявних даних складає близько 2%.

Обґрунтування достовірності результатів математичного моделювання руху ЛА проведено шляхом порівняння результатів моделювання з даними NASA. Відмінність параметрів ЛА на крейсерському режимі польоту, які отримані в результаті моделювання від даних NASA складає близько 0,5%.

За допомогою розробленого методу для ЛА із заданими масовими і аеродинамічними характеристиками та заданим профілем польоту з трансокеанською дальністю розраховані відносна маса палива і силової установки при різному складі СУ.

В роботі розглянуто силові установки з турбореактивними двигунами, двоконтурними турбореактивними двигунами зі змішуванням потоків (ТРДДЗМ) і з роздільними витіканням з контурів (ТРДД), а також СУ з ТРДДФ, ТРДДФП, ТРДП на прямоточних режимах. Для зазначених складів СУ встановлено закономірності зміни відносної маси палива та СУ в діапазоні чисел $M_{П} = 1,5 \dots 4$ при найвигідніших параметрах СУ на злітному режимі та оптимальних параметрах на крейсерському. Отримано залежності найвигідніших параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Отримано залежності оптимальних значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу СУ на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту, що забезпечують мінімуму відносної маси палива та СУ. Визначено конкуруючі СУ для різних діапазонів швидкостей крейсерського польоту.

Розроблений метод застосовано для визначення конкуруючих СУ при заданих: профілі польоту, геометричних, масових та аеродинамічних характеристиках ЛА і швидкості крейсерського польоту $M_{П} = 3,2$. Визначена не тільки найкраща СУ за критерієм максимуму корисного навантаження, але і виконано ранжування СУ по цьому критерію з метою подальшого відбору ряду найкращих варіантів для подальшої багатокритеріальної оптимізації.

Визначені шляхи подальшого розвитку досліджень за допомогою розробленого методу і за рахунок вдосконалення самого методу.

Наукова новизна роботи:

1. Обґрунтовано підхід та розроблено двоступеневий метод вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту та зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА.

2. Удосконалені математичні моделі ПРД на турбореактивних та прямоточних режимах для врахування впливу на параметри СУ термічної дисоціації, донного опору та втрат повного тиску у вентиляторі зовнішнього контуру і раптовому розширенні потоку на вході в камеру змішування на прямоточних режимах.

3. Встановлено закономірності зміни мінімальної відносної маси палива і СУ та оптимальних значень злітних та крейсерських параметрів СУ з ПРД на турбореактивних та прямоточних режимах від швидкості надзвукового крейсерського польоту.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Розроблений двоступеневий метод за типом «предиктор - коректор» дозволяє на етапі предиктору збільшити кількість варіантів СУ, що розглядаються, та забезпечити високу точність розрахунку на етапі коректора для тих варіантів, що визнані на етапі предиктора найбільш доцільними.

2. Удосконалені математичні моделі ПРД та їх елементів дозволяють при розрахунку параметрів СУ врахувати термічну дисоціацію молекул, донний опір, втрати повного тиску в проточній частині вентилятора з поворотними лопатками та при раптовому розширенні потоку.

3. Встановлені закономірності зміни оптимальних параметрів СУ та мінімальної відносної маси палива і СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту дозволяють обирати найвигідніший склад і параметри СУ для заданої швидкості крейсерського польоту або найвигіднішу крейсерську

швидкість польоту ЛА при заданому складі СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ.

Отримані наукові результати можуть бути використані у науково-дослідних та проектних організаціях, конструкторських бюро, організаціях авіабудівної та ракетно-космічної галузі, аерокосмічних університетах та інших організаціях, які спеціалізуються в області досліджень і експлуатації авіаційних СУ.

Ключові слова: відносна маса, корисне навантаження, маса палива і силової установки, літальний апарат, надзвукова крейсерська швидкість, силова установка, повітряно-реактивний двигун, прямоточний повітряно-реактивний двигун, прямоточний режим.

Список публікацій здобувача

Статті у наукових фахових видання затверджених МОН України:

1. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Метод вибору складу і режиму роботи силової установки, режиму роботи для літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології*. 2020. № 88. С. 51–61. DOI: <https://doi.org/10.32620/oikit.2020.88.04>.
2. Амброжевич М. В., Шевченко, М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності компонент повітря та продуктів згорання з урахуванням впливу тиску і ефекту термічної дисоціації. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2019. № 1(153). С. 4–17. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2019.1.01>.
3. Ambrozhevich M. V., Shevchenko, M. A. Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation *Aerospace technic and technology*. 2019. № 2(154). P. 18–29. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2019.2.02>
4. Кіслов О. В., Шевченко, М. А. Особливості розрахунку та регулювання двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згорання в зовнішньому контурі в прямоточному режимі роботи. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2020. № 6(166). С. 15–23. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2020.6.02>.
5. Шевченко М. А. Вибір складу, параметрів робочого процесу і режиму

роботи силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 3(171). С. 32–41. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.04>.

Статті у виданнях, що реферуються у базі даних Scopus:

6. Kislov O. V., Ambrozhevich M. V., Shevchenko M. A. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. №2 (8 (110)), P. 23–30. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.229515>

7. Kislov O. V., Shevchenko M. A. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. № 3 (3 (111)). P. 6–14. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850>

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

8. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності продуктів згорання. *Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ 2017* : матеріали Всеукр. научн. – техн. конф., 31 жовтня – 3 листопада 2017 г. Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», 2017. Том 1. С. 124.

9. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вплив тиску та ефекту термічної дисоціації на питому ізобарну теплоємність продуктів згорання. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVI міжн. наук. – практ. конф. MicroCAD-2018, 16 – 18 травня 2018 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2018. С. 226.

10. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вирази середньої питомої ізобарної теплоємності компонентів продуктів згорання вуглеводневих палив як функції температури та тиску з урахуванням ефекту термічної дисоціації. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.

11. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Підходи до визначення складу силової установки для літального апарату зі швидкостями польоту $M_{П} = 0...4$. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХПІ», 2019. С. 368.

12. Shevchenko M. A. Composition and Operation Mode of Propulsion with Turbojet Engine for $M = 0...4$ Supersonic Aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVIII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2020, 28 – 30 жовтня. 2020 р.: у 5 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХПІ», 2020. С. 348.

13. Шевченко М. А. Спосіб підвищення точності розрахунку питомої витрати палива при розрахунку характеристик ГТД. *XXV - міжнародний конгрес двигунобудівників*: матеріали Конгресу. Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т». 2020. С 53.

14. Shevchenko M. A. Selection of composition and operation mode of propulsion system for the supersonic aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXIX міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2021 Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я, 18 – 20 травня. 2021 р.: у 5 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХПІ», 2021. С. 333.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

15. Розробка та удосконалення методів математичного моделювання газотурбінних двигунів, турбомашин та турбоустановок різного призначення: звіт про НДР (заключн.) / Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»; кер. Л. Г. Бойко; викон.: М. А. Шевченко та ін. (№ держреєстру: 0118U001842). Харків, 2020. 198 с.

ABSTRACT

Shevchenko M. A. A Determination Method of the Most Advantageous Composition of Propulsion for a Supersonic Cruising 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, 2022.

The work is dedicated to a vital problem of establishing the patterns of change of composition and parameters of the propulsion from the aircraft supersonic cruising flight speed that provide the maximum payload.

The analysis of the problem of composition and parameters chosen for the supersonic aircrafts propulsion was performed. It was found that this problem is solved on the basis of an approach of choosing the propulsion composition and parameters according to a given efficiency criterion at a given flight speed. Herewith, a limited range of propulsions in a narrow range of flight speeds is considered. This problem formulation does not allow obtaining the dependence of the propulsion composition and parameters on the speed of supersonic cruising flight. Thus, the establishment of patterns of change of the propulsion composition and parameters from the speed of supersonic cruising is a vital problem.

Substantiation of the use of the approach of choosing the most advantageous propulsion composition and parameters by the criterion of minimum relative mass of fuel and propulsion for establishing the patterns of change of the propulsion composition and parameters from the supersonic cruising speed was performed. Ways for improving this approach have been selected. The list of mathematical models and methods necessary for development of a method of choosing propulsion composition and parameters for aircraft with the supersonic cruising speed was defined.

Effective in terms of calculation results optimizing and processing the method of choosing the most advantageous propulsion composition and parameters by the criterion of the minimum mass of fuel and propulsion taking into account profile and the mode of the

flight, geometric characteristics and the variation of mass and aerodynamic parameters of the supersonic cruising speed aircraft has been developed. In the developed method, the mathematical models and methods, which are needed for solving the problem of choosing the propulsion composition and parameters, were comprehensively structured.

Necessity of improvement of mathematical models of the working process of combustion chamber and propulsion with combined turboramjet engines was substantiated, namely turboramjet engine without energy transfer to the external duct (TJER), afterburning turbofan engine (TFEA) and duct-burning turbofan engine (TFEDB) that have ramjet modes. The mathematical model of the combustion chamber working process has been improved taking into account the influence of the chemical composition of the working substance on the different operating modes of the combustor on the enthalpy, which allows to increase the calculation accuracy of specific fuel consumption. The mathematical models of working process of the propulsion with TJER, TFEA and TFEDB on ramjet modes have been improved considering the total pressure losses which are caused by presence in the external duct flowpath adjustable-blade fan setting up in feathering, sudden expansion of the flow at the entrance to the mixing chamber and bottom drag at zero gas flow through the internal duct.

The adequacy of improved mathematical models of the propulsion and its elements was carried out by comparing the calculation results with General Electric experimental data and calculation data performed by M. N Bondaryuk. Satisfactory results coincidence of the modeling of the combustion chamber working process and the speed characteristics of the ramjet engine was obtained.

Verification of the mathematical model of aircraft aerodynamic characteristics was carried out by comparing the calculation results with NASA data. The error of comparison is less than 2%.

Substantiation of the reliability of the mathematical modeling results of aircraft motion was performed by comparing the results of modeling with NASA data. The difference between obtained simulation parameters of the aircraft for cruising flight and NASA data is less than 0.5%.

Using the developed method for aircraft with given flight profile with transoceanic range, aircraft mass and aerodynamic characteristics, the relative mass of fuel and propulsion for different propulsion composition were calculated.

The propulsions with turbojet engines (TJE), turbofan and mixed flows turbofan engines, and propulsions with TFEA, TFEDB and TJER on ramjet mode were considered. Patterns of change of relative mass of fuel and propulsion in Mach numbers range $M = 1.5 \dots 4$ were established for the given propulsion compositions. The dependences of the propulsion working process optimal parameters for takeoff mode on the speed of supersonic cruising flight, providing minimum of relative mass of fuel and propulsion were obtained. The dependences of the adjustable parameters optimal values and working process optimal parameters of the propulsion for cruising mode on the speed of supersonic cruising flight providing minimum of relative mass of fuel and propulsion were obtained. Competing propulsions for different cruising speed ranges have been identified.

The developed method has been applied to definition of competing propulsions for given flight profile, geometrical, mass and aerodynamic characteristics of the aircraft and cruising flight speed $M = 3.2$. The best propulsion according to the criterion of maximum payload was determined alongside ranking of propulsions according to this criterion was performed in order to further select a number of the best options for multicriteria optimization.

Recommendations for the research evolution using the developed method and further improvement of method itself have been developed.

Scientific novelty of the work:

1. The substantiation of the approach and two-stage method for choosing the most advantageous composition and parameters of propulsion of the aircraft with supersonic cruising speed at given flight profiles, geometric, mass and aerodynamic characteristics of the aircraft, taking into account the flight mode, changes in mass and aerodynamic parameters during the movement of the aircraft by the criterion of the minimum relative mass of fuel and propulsion was performed.

2. The mathematical models of the air-jet engines on turbojet and ramjet modes to take into account the influence on the parameters of the thermal dissociation, bottom

drag and total pressure losses in the fan of the external duct and the sudden expansion of the flow at the entrance to the mixing chamber in ramjet modes have been improved.

3. Patterns of change of the relative mass of fuel and propulsion for propulsion with TJE, turbofan and mixed flows turbofan engines, and TFEA, TFEDB, TJER on ramjet mode at the most advantageous parameters of propulsion on the take-off and optimum parameters on cruising modes, which provide the minimum of the relative mass of fuel and propulsion were established.

The practical significance of the obtained results:

1. The developed two-stage method, which implements the type scheme of "predictor-corrector" allows at the predictor stage to increase the number of propulsions under consideration and to ensure high calculation accuracy at the corrector stage for those recognized options as the most appropriate at the predictor stage.

2. The improved mathematical models of the air-jet engines and their elements make it possible to take into account the thermal dissociation, bottom drag, total pressure losses in the external duct flow path adjustable-blade fan setting up in feathering and sudden expansion of the flow at the entrance to the mixing chamber when calculating the parameters of propulsions.

3. The established patterns the most advantageous parameters of propulsion and change of the relative mass of fuel and propulsion depending on the supersonic cruising flight speed allow to choose the most advantageous composition and parameters of propulsion for the set cruising speed or choose the most advantageous speed of the aircraft for a set propulsion composition by the criterion of the minimum relative mass of fuel and propulsion.

The obtained scientific results can be used in research and design organizations, design bureaus, aerospace and rocket organizations, aerospace universities and other organizations specializing in the field of research and operation of aviation propulsions.

Keywords: relative mass, payload, mass of fuel and propulsion, aircraft, supersonic cruising speed, propulsion, air-jet engine, ramjet engine, ramjet mode.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ І СКОРОЧЕНЬ .	17
ВСТУП.....	21
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ ЗА ПРОБЛЕМОЮ ВИБОРУ СКЛАДУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ НАДЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	30
1.1 Аналіз впливу складу СУ на параметри ефективності ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту	31
1.2 Аналіз існуючих підходів вибору складу і параметрів силової установки ...	33
1.3 Аналіз математичних моделей та методів, що використовуються для вибору складу і параметрів силової установки.....	37
1.4 Висновки до першого розділу	40
1.5 Література до першого розділу	41
РОЗДІЛ 2 МЕТОД ВИБОРУ СКЛАДУ І ПАРАМЕТРІВ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З НАДЗВУКОВОЮ КРЕЙСЕРСЬКОЮ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ	48
2.1 Блок-схема двоступенового методу вибору складу і параметрів силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту ...	49
2.2 Етап предиктора.....	51
2.3 Етап коректора	53
2.4 Математична модель руху ЛА.....	54
2.4.1 Математична модель руху ЛА на крейсерській ділянці польоту.....	56
2.4.2 Обґрунтування незмінності параметра дальності на крейсерській ділянці польоту	57
2.5 Математична модель аеродинамічних характеристик ЛА	60
2.6 Математичні моделі режимів роботи ГТД.....	61
2.6.1 Математична модель елементів ГТД	61
2.6.2 Математичні моделі авіаційних ГТД	66

2.7 Математичні моделі режимів роботи ППРД і ТРДП, ТРДДФ та ТРДДФ _{II} на прямоточних режимах роботи	70
2.7.1 Математичні моделі елементів ППРД.....	70
2.7.2 Математична модель ППРД	70
2.8 Особливості математичних моделей елементів ПРД на прямоточному режимі роботи	71
2.8.1. Математична модель вентилятора на прямоточному режимі роботи ТРДДФ _{II} і ТРДДФ.....	72
2.8.2. Математична модель робочого процесу сопла при наявності донного опору	75
2.8.3. Математична модель ТПД на прямоточному режимі	78
2.9 Математичні моделі масових характеристик СУ	78
2.10 Метод чисельного інтегрування рівнянь руху ЛА	80
2.11 Метод оптимізації регульованих параметрів СУ	80
2.12 Метод чисельного розв'язання систем нелінійних рівнянь математичних моделей режимів роботи ГТД.....	82
2.13 Висновки до другого розділу.....	82
2.14 Література до другого розділу.....	84
РОЗДІЛ 3 ВЕРИФІКАЦІЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ РОЗРОБЛЕНОГО МЕТОДУ	89
3.1 Оцінка достовірності моделей аеродинамічних характеристик і рівнянь руху літального апарата	89
3.1.1 Оцінка достовірності моделювання аеродинамічних характеристик.....	89
3.1.2 Оцінка достовірності розв'язання рівнянь руху літального апарата на ділянці виходу на крейсерський режим польоту	90
3.1.3 Оцінка достовірності розв'язання рівнянь руху літального апарата на крейсерській ділянці польоту.....	92
3.2 Верифікація методики розрахунку відносної витрати пального	92

3.3	Оцінка достовірності моделі розрахунку параметрів ППРД	95
3.4	Оцінка достовірності методу оптимізації регулюючих параметрів СУ	96
3.5	Висновки до третього розділу	98
3.6	Література до третього розділу	99
РОЗДІЛ 4 ЗАКОНОМІРНОСТІ ЗМІНИ СКЛАДУ І ПАРАМЕТРІВ СУ ВІД ШВИДКОСТІ НАДЗВУКОВОГО КРЕЙСЕРСЬКОГО ПОЛЬОТУ		101
4.1	Етап предиктора	101
4.1.1	Вихідні дані	101
4.1.2	Допущення	105
4.1.3	Особливості комбінованої СУ	105
4.1.4	Діапазон варіювання параметрів робочого процесу СУ	106
4.1.5	Обґрунтування параметрів ЛА для крейсерського польоту.	107
4.1.6	Закономірності зміни відносної маси палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту з урахуванням рівнянь руху ЛА на крейсерській ділянці польоту	108
4.1.7	Закономірності зміни найвигідніших параметрів СУ залежно від швидкості крейсерського режиму при польоті на турбореактивних режимах	110
4.1.8	Закономірності зміни найвигідніших параметрів СУ залежно від швидкості крейсерського режиму при польоті на прямоточних режимах	115
4.1.9	Вибір конкуруючих варіантів СУ ЛА для порівняння з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту	123
4.2	Етап коректора	124
4.2.1	Вихідні данні	124
4.2.2	Вибір складу і параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ для заданої крейсерської швидкості польоту з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту	125
4.3	Висновки до четвертого розділу	127
4.4	Література до четвертого розділу	128

ВИСНОВКИ.....	130
ДОДАТОК А СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ	134
ДОДАТОК Б КОЕФІЦІЄНТИ РОЗРАХУНКУ МАСИ ТРД(Д)	137
ДОДАТОК В ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕЖИМІВ РОБОТИ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ДВИГУНА CF6-80A, ХІМІЧНІ СКЛАДИ АВІАЦІЙНОГО ГАСУ ТА АТМОСФЕРНОГО ПОВІТРЯ	138
ДОДАТОК Г АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ	139

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ І СКОРОЧЕНЬ

Умовні позначення та символи

m_0 – злітна маса літального апарата, кг;

M_{II} – число Маха польоту;

$\bar{m}_{II+об}$ – маса планера та обладнання, віднесена до злітної маси ЛА;

$\bar{m}_{СУ}$ – маса СУ, віднесена до злітної маси ЛА;

\bar{m}_{II} – маса палива, віднесена до злітної маси ЛА;

\bar{m}_{KH} – маса комерційного навантаження, віднесена до злітної маси ЛА;

C_R – питома витрата палива, кг/(Н·г);

R – тяга двигуна, Н;

R_{II} – питома тяга двигуна, Н·с/кг;

q_{II} – витрата палива, віднесена до витрати повітря;

G – масова витрата повітря (газу), кг/с;

G_{II} – витрата палива, кг/с;

$\bar{m}_{II.в}$ – відносна маса палива, що витрачається на зліт, набір висоти і розгін до крейсерської швидкості;

$\bar{m}_{II.п}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку;

$\bar{m}_{II.з}$ – відносна маса палива навігаційного запасу;

$\bar{m}_{II.кр}$ – відносна маса палива, що витрачається на крейсерській ділянці польоту;

T – температура, К;

π – ступінь підвищення (зниження) тиску;

m – ступінь двоконтурності, маса ЛА, кг;

M_{PH} – число Маха крейсерського польоту при якому досягається максимум комерційного навантаження;

α – кут атаки, коефіцієнт надлишку повітря у камері згоряння;

V – швидкість польоту, м/с;

φ – кут геометричної осі СУ відносно будівельної горизонталі літака, коефіцієнт

швидкості у реактивному соплі;
 c_x – коефіцієнт лобового опору;
 $S_{кр}$ – площа крила, м²;
 g – прискорення вільного падіння, м/с²;
 θ – кут нахилу траєкторії, ступінь підігріву;
 c_y^α – похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки;
 α_0 – кут атаки при нульовій підйомній силі;
 H – висота польоту, м;
 L – довжина ділянки профіля польоту, м;
 K – аеродинамічна якість планера;
 p – тиск, Па
 σ – коефіцієнт відновлення повного тиску;
 η – коефіцієнт корисної дії;
 n – частота обертання, 1/с (об/хв), число незалежних змінних для ГТД;
 k – показник ізоентропи;
 h – ентальпія, Дж/кг;
 z_g – число валів газогенератора двигуна, що моделюється;
 $\Delta\bar{G}$ – відносні витрати повітря за компресором;
 c_p – питома ізобарна теплоємність, Дж / (кг·К);
 ΔK_y – запас стійкості компресора;
 π_Σ – загальна ступінь підвищення тиску.

Індекси

Γ – газ, продукти згоряння;
 $*$ – параметри загальмованого потоку;
 $пр$ – параметри, що приведені до нормальних атмосферних умов;
 $зл$ – злітний режим;
 B – вентилятор і переріз за ним;
 K – компресор і переріз за ним;
 H – незбурене повітря перед двигуном;

ВХ – вхідний пристрій і переріз за ним;
р – розрахунковий режим, розширення;
КЗ – камера згоряння (основна) і переріз за нею;
Т – турбіна і переріз за нею;
ЗМ – переріз за камерою змішування;
С – вихідний переріз сопла;
Ф – вихідний переріз форсажної камери;
КР – критичний переріз сопла;
від – відбір;
пер – протипомпажний перепуск;
ох – охолодження;
з – задане значення параметра;
І – внутрішній контур ТРДД;
ІІ – зовнішній контур ТРДД;
лв – лопатковий вінець;
КВТ – компресор високого тиску і переріз за ним;
КНТ – компресор низького тиску і переріз за ним;
ТВТ – турбіна високого тиску і переріз за нею;
ТНТ – турбіна низького тиску і переріз за нею;
ек – економічні значення параметра.

Скорочення

СУ – силова установка;
ЛА – літальний апарат;
ПРД – повітряно-реактивний двигун;
ППРД – прямоточний повітряно-реактивний двигун;
ГТД – газотурбінний двигун;
ТРД – турбореактивний двигун;
ТРДД_{зм} – двоконтурний турбореактивний двигун зі змішенням потоків;
ТРДДФ – двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння;

ТРДД – двоконтурний турбореактивний двигун з роздільним витіканням із контурів;

ТРДДФ_{II} – двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння у другому контурі;

ТПД – комбінований турбопрямоточний двигун;

ТРДП – ТПД без передачі енергії в прямоточний контур, являє собою комбінацію

ТРД і ППРД;

ККД – коефіцієнт корисної дії;

РФ – регулюючий фактор.

ВСТУП

Актуальність досліджень. Перспективним напрямком в авіації є створення літаків класу бізнес-джет, які дозволять здійснювати трансокеанські польоти із надзвуковим режимом крейсерського польоту.

Нині розглядаються дві концепції ЛА для трансокеанських перельотів із надзвуковою швидкістю польоту. Перша – ЛА з помірною надзвуковою швидкістю крейсерського польоту $M_{\Pi} = 1,7...2,2$, друга – ЛА зі швидкістю крейсерського польоту $M_{\Pi} \geq 3$.

В залежності від швидкості надзвукового крейсерського польоту необхідний різний склад СУ. На винищувачах п'ятого покоління F-35 і F-22 використовуються СУ з ТРДДФ на безфорсажному режимі роботи при надзвуковій крейсерській швидкості $M_{\Pi} = 1,2...1,3$. На пасажирських літаках Ту-144 і «Конкорд» для реалізації надзвукового польоту ($M_{\Pi} = 2$) в якості силових установок використовувалися СУ з ТРДДФ і СУ з ТРДФ на безфорсажному режимі роботи. Для надзвукового літака-розвідника SR-71 зі швидкістю надзвукового крейсерського польоту $M_{\Pi} = 3,2$ використовуються СУ з турбопрямоточним двигуном. Крім того, у сучасній літературі в якості СУ розглядаються СУ з ТРДДФ і ТРДДФ_{II} на прямоточних режимах роботи

В існуючих підходах, щодо вибору складу СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту, не враховано вплив зміни швидкості крейсерського польоту та не розглянуті нові перспективні схеми і режими роботи СУ. Крім цього, методи визначення найвигіднішого складу і параметрів СУ ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту не оптимальні за своєю структурою, оскільки використовують однакову математичну модель руху ЛА на всіх етапах вибору СУ. Тому актуальною є науково-технічна задача встановлення закономірностей зміни найвигіднішого складу і параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту за заданим критерієм ефективності.

Мета і завдання дослідження. Метою дослідження є встановлення закономірностей зміни найвигідніших за заданим критерієм ефективності параметрів

СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту, які необхідні для вибору найвигіднішого складу та параметрів СУ.

Для досягнення поставленої мети у дисертаційній роботі необхідно розв'язати наступні задачі:

- провести аналіз літературних джерел щодо впливу складу та параметрів СУ на параметри ефективності ЛА, та існуючих методів вибору складу і параметрів СУ за заданими критеріями ефективності;

- розробити метод вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту;

- оцінити достовірність математичних моделей та методів, що використовуються при виборі найвигіднішого складу і параметрів СУ;

- встановити закономірності зміни найвигіднішого складу та параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту за заданим критерієм ефективності;

- сформулювати рекомендації щодо вибору складу СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю.

Об'єкт дослідження – термодинамічні та газодинамічні процеси в СУ з урахуванням режиму польоту ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю.

Предмет дослідження – оцінка ефективності термодинамічних та газодинамічних процесів СУ ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту з точки зору критерія мінімуму відносної маси палива і силової установки.

Для вирішення поставлених в дисертаційній роботі завдань використані наступні наукові **методи дослідження**:

1. Ретроспективний метод, який дозволив проаналізувати існуючі роботи щодо впливу складу і параметрів СУ на параметри ефективності ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту та обрати доцільні для аналізу складу СУ; проаналізувати існуючі методи вибору складу і параметрів СУ і вибрати підхід для досягнення мети цього дослідження та шляхи його удосконалення; проаналізувати, вибрати та сформулювати шляхи вдосконалення математичних моделей і методів, що використовуються для вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ.

2. Методи математичного моделювання робочих процесів елементів ПРД для визначення термогазодинамічних параметрів уздовж проточної частини двигуна на різних режимах роботи.

3. Методи математичного моделювання режимів роботи ПРД для визначення параметрів робочого процесу СУ та питомої витрати пального в залежності від її режиму роботи та зовнішніх умов.

4. Методи оптимізації для вибору значень регульованих параметрів СУ.

5. Методи математичного моделювання руху ЛА для визначення потрібної тяги двигуна.

6. Методи математичного моделювання аеродинамічних характеристик ЛА для визначення аеродинамічних параметрів.

7. Методи математичного моделювання масових характеристик ЛА та СУ для визначення маси ЛА і СУ.

8. Методи чисельного вирішення систем нелінійних алгебраїчних та диференціальних рівнянь для розв'язання систем рівнянь руху ЛА і систем рівнянь нев'язок при моделюванні режимів роботи СУ.

Достовірність отриманих результатів і висновків у дисертаційній роботі забезпечується використанням фундаментальних положень системного аналізу, математичним моделюванням газодинамічних процесів ПРД, масових характеристик ЛА і СУ, аеродинамічних характеристик і динаміки польоту ЛА. Отримані результати математичного моделювання двигунів, аеродинамічних характеристик ЛА та їх руху задовільно погоджуються з даними експериментальних і теоретичних досліджень інших авторів.

Наукова новизна отриманих результатів.

1. Обґрунтовано підхід та розроблено двоступеневий метод вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту та зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА.

2. Удосконалені математичні моделі ПРД на турбореактивних та прямооточних режимах для врахування впливу на параметри СУ термічної дисоціації, донного опору та втрат повного тиску у вентиляторі зовнішнього контуру і раптовому розширенні потоку на вході в камеру змішування на прямооточних режимах.

3. Встановлено закономірності зміни мінімальної відносної маси палива і СУ та оптимальних значень злітних та крейсерських параметрів СУ з ПРД на турбореактивних та прямооточних режимах від швидкості надзвукового крейсерського польоту.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Розроблений двоступеневий метод за типом «предиктор - коректор» дозволяє на етапі предиктору збільшити кількість варіантів СУ, що розглядаються, та забезпечити високу точність розрахунку на етапі коректора для тих варіантів, що визнані на етапі предиктора найбільш доцільними.

2. Удосконалені математичні моделі ПРД та їх елементів дозволяють при розрахунку параметрів СУ врахувати термічну дисоціацію молекул, донний опір, втрати повного тиску в проточній частині вентилятора з поворотними лопатками та при раптовому розширенні потоку.

3. Встановлені закономірності зміни оптимальних параметрів СУ та мінімальної відносної маси палива і СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту дозволяють обирати найвигідніший склад і параметри СУ для заданої швидкості крейсерського польоту або найвигіднішу крейсерську швидкість польоту ЛА при заданому складі СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ.

Отримані наукові результати можуть бути використані у науково-дослідних та проектних організаціях, конструкторських бюро, організаціях авіабудівної та ракетно-космічної галузі, аерокосмічних університетах та інших організаціях, які спеціалізуються в області досліджень і експлуатації авіаційних СУ.

Впровадження результатів роботи. Розроблені автором наукові положення реалізовані в:

– науково-дослідній роботі «Розробка та удосконалення методів математичного моделювання газотурбінних двигунів, турбомашин та турбоустановок різного призначення», № держреєстру 0118U001842;

– науково-методичному процесі кафедри теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Особистий внесок здобувача. Наукові положення, висновки і рекомендації, викладені в дисертації та представлені до захисту, виконані особисто автором. В дисертації відсутні результати, що належать співавторам, разом з якими опубліковані наукові праці.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана в *Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»*. Результати досліджень, які представлені в дисертаційній роботі, проводилися відповідно до напрямків наукових досліджень кафедри теорії авіаційних двигунів № держреєстру 0118U001842 «Розробка та удосконалення методів математичного моделювання газотурбінних двигунів, турбомашин та турбоустановок різного призначення».

Робота проводилася відповідно до "Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року", що схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України N 1656-р від 27 грудня 2008 р. і «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості на 2021-2030 роки» згідно з постановою Кабінету Міністрів України № 951 від 1 вересня 2021 р.

Апробація результатів дисертації. Основні результати роботи доповідалися, обговорювалися і отримали позитивну оцінку на: «Всеукраїнській науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017», (Україна, м. Харків, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», 2017 р.); Міжнародних науково-

практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (Україна, м. Харків, НТУ «ХПІ», 2018 - 2021 рр); XXV Міжнародному конгресі авіадвигунобудівників (Україна, м. Харків, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», 2020 р.).

Публікації. Основний зміст дисертації відображено у 7 статтях, з яких 5 статей, які входять до переліку наукових фахових видань України [1–5], та 2 статті у виданнях, що реферуються в базі даних Scopus [6–7]. Окрім цього, основні результати роботи опубліковані у 7 тезах науково-технічних конференцій [8–14] та в одній НДР [15].

Всі положення наукової новизни дисертації отримані автором самостійно. В статтях, що опубліковані у співавторстві, проведення досліджень і аналіз результатів виконані автором особисто; формулювання задач і висновків виконано разом із науковим керівником і частково з співавторами публікацій; підготовка й видання науково-технічних статей виконано за участю співавторів. В спільних роботах автору належить:

[1] – Аналіз існуючих методів вибору складу та параметрів силової установки літального апарату із надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. Розробка структури методу вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту за критерієм мінімуму маси палива і СУ.

[2] – Одержання аналітичних виразів для істинних питомих ізобарних теплоємностей основних компонентів повітря та продуктів згоряння залежно від температури та тиску, що неявно враховують ефект термічної дисоціації.

[3] – Одержання аналітичних залежностей середніх питомих ізобарних теплоємностей компонент повітря та продуктів згоряння залежно від тиску та температури, які неявно враховують ефект термічної дисоціації.

[4] – Розробка математичних моделей та параметричні дослідження СУ з ТРДДФ_{II} на прямоточному режимі роботи.

[5] – Стаття написана одноосібно.

[6] – Розробка двоступеневої математичної моделі робочого процесу камери згоряння ПРД. Розробка методики коригування питомої витрати пального, а також отримання аналітичних залежностей середніх питомих ізобарних теплоємностей компонентів повітря та продуктів згоряння від температури та тиску, які неявно враховують ефект термічної дисоціації.

[7] – Аналіз існуючих методів вибору складу і параметрів СУ ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. Розробка математичних моделей та параметричні дослідження з визначення законів керування та розрахунків характеристик ППРД. Встановлення закономірностей зміни параметра дальності в залежності від швидкості і початкової висоти сталого горизонтального польоту для ЛА с ППРД.

Структура і обсяг дисертації. Дисертація складається із вступу, чотирьох розділів, висновків та списків використаних джерел до кожного розділу і загальних висновків. Загальний обсяг дисертації складає 139 сторінок, з них 124 сторінки основного тексту, 28 рисунків по тексту, 4 таблиць по тексту, 4 таблиць на окремих 2 сторінках, 3 додатків на 3 сторінках, списків використаних джерел до кожного розділу, сумарно викладених на 15 сторінках.

Література до вступу

1. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Метод вибору складу і режиму роботи силової установки, режиму роботи для літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології*. 2020. № 88. С. 51–61. DOI: <https://doi.org/10.32620/oikit.2020.88.04>.
2. Амброжевич М. В., Шевченко, М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності компонент повітря та продуктів згорання з урахуванням впливу тиску і ефекту термічної дисоціації. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2019. № 1(153). С. 4–17. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.1.01>.
3. Ambrozhevich M. V., Shevchenko, M. A. Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation *Aerospace technic and technology*. 2019. № 2(154). P. 18–29.

DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.2.02>

4. Кіслов О. В., Шевченко, М. А. Особливості розрахунку та регулювання двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі в прямоточному режимі роботи. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2020. № 6(166). С. 15–23. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2020.6.02>.

5. Шевченко М. А. Вибір складу, параметрів робочого процесу і режиму роботи силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 3(171). С. 32–41. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.04>.

6. Kislov O. V., Ambrozhevich M. V., Shevchenko M. A. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. №2 (8 (110)), P. 23–30. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.229515>

7. Kislov O. V., Shevchenko M. A. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. № 3 (3 (111)). P. 6–14. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850>

8. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності продуктів згорання. *Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ 2017* : матеріали Всеукр. научн. – техн. конф., 31 жовтня – 3 листопада 2017 г. Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», 2017. Том 1. С. 124.

9. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вплив тиску та ефекту термічної дисоціації на питому ізобарну теплоємність продуктів згорання. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVI міжн. наук. – практ. конф. MicroCAD-2018, 16 – 18 травня 2018 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХПІ», 2018. С. 226.

10. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вирази середньої питомої ізобарної теплоємності компонентів продуктів згорання вуглеводневих палив як

функції температури та тиску з урахуванням ефекту термічної дисоціації. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.

11. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Підходи до визначення складу силової установки для літального апарату зі швидкостями польоту $M_{П} = 0...4$. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.

12. Shevchenko M. A. Composition and Operation Mode of Propulsion with Turbojet Engine for $M=0...4$ Supersonic Aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVIII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2020, 28 – 30 жовтня. 2020 р.: у 5 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2020. С. 348.

13. Шевченко М. А. Спосіб підвищення точності розрахунку питомої витрати палива при розрахунку характеристик ГТД. *XXV - міжнародний конгрес двигунобудівників*: матеріали Конгресу. Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т». 2020. С 53.

14. Shevchenko M. A. Selection of composition and operation mode of propulsion system for the supersonic aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXIX міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2021 Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я, 18 – 20 травня. 2021 р.: у 5 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2021. С. 333.

15. Розробка та удосконалення методів математичного моделювання газотурбінних двигунів, турбомашин та турбоустановок різного призначення: звіт про НДР (заключн.) / Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»; кер. Л. Г. Бойко; викон.: М. А. Шевченко та ін. (№ держреєстру: 0118U001842). Харків, 2020. 198 с.

РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ ЗА ПРОБЛЕМОЮ ВИБОРУ СКЛАДУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ НАДЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

У зв'язку із скороченням часу, що витрачається на трансокеанські перельоти, перспективним є створення літаків класу бізнес-джет із надзвуковим крейсерським режимом польоту [1–5].

На пасажирських літаках Ту-144 і «Конкорд» для реалізації надзвукового польоту в якості СУ використовували двигуни СУ з ТРД з форсажною камерою [6]. В даний час домінуючими СУ в авіації є СУ з ТРДД, проте відомо, що для $M_{п} > 3$ більш кращі ППРД [7]. Однак, ППРД характеризуються відсутністю стартової тяги та низькою економічністю при дозвукових швидкостях польоту. Це призводить до необхідності застосування комбінованих СУ різних типів [8–21]. Причому, при використанні різного складу СУ крейсерська швидкість ЛА виявляється різною, що впливає на дальність і час польоту.

Вибір складу силової установки літальних апаратів здійснюють шляхом використання різних підходів [8, 13–16, 22–30]. При цьому розв'язання задачі вибору параметрів складу силової установки ЛА залежить від параметрів силової установки, параметрів двигуна (параметрів робочого процесу двигунів, їх режимів роботи, часу роботи, маси двигунів), величин швидкості та висоти польоту (режиму польоту), координати шляху, аеродинамічних характеристик ЛА, а також масових характеристик ЛА. Це потребує наявності моделей характеристик двигунів; масових характеристик ЛА та СУ; аеродинамічних характеристик ЛА; динаміки польоту ЛА.

Зі сказаного вище огляд літературних джерел з проблеми вибору складу та параметрів СУ надзвукових ЛА доцільно виконати у наступній послідовності:

- проаналізувати виконані роботи з впливу складу СУ на параметри ефективності ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю;
- проаналізувати існуючі підходи вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ та їх критерії ефективності;

- провести аналіз математичних моделей та методів на предмет їх використання для вибору складу і параметрів СУ.

1.1 Аналіз впливу складу СУ на параметри ефективності ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту

Надзвуковий крейсерський режим польоту ЛА можливо забезпечити різним складом СУ: класичними схемами ПРД; комбінованими СУ; схемами ПРД змінюваного робочого процесу.

В роботі [31] представлено дослідження з вибору складу СУ ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту $M_{\text{п}} = 3$. В роботі розглянуто ТРД, ТРДФ, ТРДДФ_{зм}, ТРДДФ_п. Критерієм вибору СУ використовувався мінімум злітної маси ЛА. Основними недоліками дослідження є неврахування впливу швидкості крейсерського польоту і обмежене коло складів СУ ЛА. Крім того, розглядався ЛА з дальністю польоту 5900 км, що не відповідає дальності, яка наразі розглядається для трансокеанських польотів (10000 км).

В роботі [23] представлено дослідження з вибору складу СУ з ТРД, ТРД з перепуском повітря через компресор в сопло, ТРДД_{зм} і різних схем турбореактивних двигунів змінного робочого процесу. Критеріями вибору СУ є злітна маса ЛА, допустимий рівень шуму, допустимі шкідливі викиди. Недолік дослідження – відсутність врахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту. Крім того, в роботах [31, 23] не досліджувалися ТПД.

Турбопрямоточні двигуни різних схем розглядаються в [15]. При цьому особливу увагу приділено схемам ТПД на основі ТРДДФ_{зм} і ТРДДФ_п. Особливістю роботи є розгляд складів СУ з ТПД без урахування зміни параметрів ЛА.

Турбопрямоточні двигуни на основі ТРДДФ_{зм} і ТРДДФ_п в складі ЛА для заданої дальності польоту розглянуто в роботі [16]. В роботі отримано закономірності впливу параметрів робочого процесу на питомі параметри двигунів і відносну масу палива і СУ. Недоліками цієї роботи є неврахування впливу параметрів циклу внутрішнього контуру, невідповідність дальності

польоту трансокеанським перельотам і обмеженість розглянутих складів СУ ЛА.

Схему ТРД з прямоточним контуром досліджено в роботі [8]. У ній проведена багатокритеріальна оптимізація параметрів СУ з ТРДП для заданих чисел $M_{П} = 3$ і $M_{П} = 4$. Критеріями оптимальності обрані паливна ефективність та злітна маса ЛА. Основним недоліком дослідження є обмежене коло досліджуваних чисел $M_{П}$.

Таким чином, в [8, 15, 16, 23, 31] представлені дослідження впливу різних складів СУ на параметри ефективності ЛА з надзвуковою швидкістю польоту. Однак, в цих роботах дослідження проводилися при заданій надзвуковій швидкості польоту, а питання впливу зміни швидкості надзвукового крейсерського польоту на зміну складу і параметрів СУ не розглядалося. Крім того, ці дослідження виконувалися різними методами за різними критеріями ефективності, що не дозволяє виконати порівняльний аналіз впливу складу СУ на параметри ефективності ЛА та узагальнити отримані результати. Більш того, в цих роботах розглядалася дальність польоту, яка не відповідає трансокеанський перельотам.

Тому потрібно виявити закономірності зміни складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту від числа $M_{П}$ при врахуванні профілю польоту з трансокеанською дальністю ($L = 10000$ км). Надзвукову крейсерську швидкість польоту доцільно обмежити максимальним числом $M_{П} = 4$, що пов'язано з проблемою високих температур робочого тіла в СУ ЛА і температурного нагріву елементів ЛА [32].

Виходячи з робіт [8, 15, 16, 23, 31], для таких умов польоту доцільно розглянути СУ з ТРД, ТРДД, ТРДД_{ЗМ} і СУ з ТРДП, ТРДДФ та ТРДДФ_П з переходом на прямоточні режими роботи.

Задачу виявлення закономірностей зміни складу і параметрів СУ від числа $M_{П}$ можливо розв'язати за допомогою різних підходів [8, 13–16, 22–30]. Тому потрібно провести аналіз існуючих підходів вибору складу і параметрів СУ та їх критеріїв вибору і визначити найбільш ефективний підхід з точки зору реалізації, одержання та обробки результатів дослідження.

1.2 Аналіз існуючих підходів вибору складу і параметрів силової установки

Вибір складу і параметрів СУ – це частина складної комплексної варіаційно - оптимізаційної задачі, в якій варіюються параметри профілю польоту, ЛА та СУ. Зважаючи на складність задачі у повній постановці зазвичай її спрощують.

Одним із відомих підходів до вирішення цього завдання, поширеним у двигунобудівельній області, є детальний розгляд термодинамічних та газодинамічних процесів в СУ, а вплив ЛА на СУ задають спрощено – потрібною тягою на заданому режимі польоту [13 – 15]. Основним недоліком цього підходу є непряме врахування впливу параметрів ЛА. Зазвичай визначається наближене значення потрібної тяги СУ. При цьому вибір параметрів, що оптимізуються, здійснюється тільки з точки зору двигуна, а взаємовплив параметрів СУ і ЛА не враховується.

У роботах [16, 22 – 23] щодо вибору складу СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту задають профіль польоту, режим польоту на крейсерській ділянці, геометричну форму, масові та аеродинамічні характеристики ЛА. Варіюються параметри робочого процесу для заданого складу СУ. В якості критерія вибору використовується загальна злітна маса ЛА, що при заданих геометричних, масових і аеродинамічних характеристиках ЛА за своєю суттю являє собою критерій мінімуму маси палива і СУ. Основним недоліком цих досліджень є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ.

У роботі [24] для надзвукового ЛА задають профіль польоту, режим польоту на крейсерській ділянці, корисне навантаження, геометричну форму та аеродинамічні коефіцієнти ЛА. Варіюються розміри та маса ЛА, а також параметри СУ. В результаті розрахунку визначаються потрібна маса палива та СУ. Критерієм вибору складу СУ є мінімальна злітна маса ЛА.

Основним недоліком цього підходу є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ. Крім того, у підході [24] обрана недостатньо вдала декомпозиція складної комплексної задачі. Зокрема, вирішують питання аеродинаміки ЛА, динаміки польоту,

конструкції ЛА та теорії повітряно-реактивних двигунів, що ускладнює завдання як у науковому, так і в організаційному плані: ускладнюється постановка задачі на проектування профільним організаціям. Більш того, застосування в оптимізаційній задачі повної математичної моделі з використанням диференціальних рівнянь руху ЛА ускладнює визначення та ранжирування найвигідніших складів СУ за заданим критерієм, а також потребує великих обчислювальних ресурсів.

Загальний підхід до вибору режимів польоту ЛА і режимів роботи СУ заданого складу з використанням критерію ефективності мінімальної злітної маси ЛА при заданій дальності польоту викладено в [25, 26]. Для ЛА задають аеродинамічну схему, профіль польоту, корисне навантаження, тип та схему двигуна, а також параметри робочого процесу. Варіюються розміри та маса ЛА, режими польоту ЛА, а також параметри робочого процесу СУ. В результаті розрахунку визначаються злітна маса ЛА, його режими польоту, а також режими роботи СУ для заданої дальності польоту. Недоліки підходу [25, 26] аналогічні недолікам підходу [24].

У роботах [27 – 30] для дозвукового ЛА задають профіль польоту, режим польоту на крейсерській ділянці, геометричну форму, масові та аеродинамічні характеристики ЛА, при цьому враховують зміну масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА [33]. Варіюються параметри робочого процесу і режим роботи для заданого складу СУ. Критеріями вибору параметрів робочого процесу СУ є відносна маса палива та СУ, витрати палива на тонну-кілометр перевезеного вантажу. Крім того, крім основних критеріїв вибору складу СУ враховують наявність інших критеріїв відбору (шум, токсичність вихлопу тощо). Перевагами такого походу є вдала постановка завдання для профільних організацій та можливість включення на його основі методу як підмоделі до складу складніших методів, у яких оптимізуються параметри ЛА та профілю польоту. Основними недоліками підходу, який використовується у роботах [27 – 30], є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ. Більш того, цей підхід застосовувався для дозвукових швидкостей польоту, де домінуючими СУ є СУ з ТРДД, отже впливу складу СУ на заданий критерій ефективності не приділялося достатньо уваги.

У роботі [8] представлений підхід, аналогічний до [27 – 30]. Основною відмінністю цього підходу є точне визначення маси палива на крейсерській ділянці польоту, а маса палива, що витрачається на інші ділянки профілю польоту, враховується за допомогою емпіричних коефіцієнтів. Маса палива, що витрачається на крейсерській ділянці польоту, визначалася з рівняння Бреге. Перевага такого підходу – скорочення часу обчислень за рахунок простоти моделі, що застосовується. Недоліком цього підходу є неточне визначення маси палива, що витрачається на ділянках виходу на крейсерський режим та зниження. Оскільки врахування маси палива на цих ділянках за допомогою емпіричних коефіцієнтів, які отримані на основі обробки статистичних даних для широкого кола ЛА, не дозволяють достатньо точно врахувати вплив параметрів двигуна, параметрів і режимів польоту ЛА і профілю польоту на результати розрахунку. Маса палива, що витрачається на ці ділянки, може змінити величини критеріїв мінімальної злітної маси ЛА та паливної ефективності, що приведе до зміни найвигідніших складу і параметрів СУ.

В описаних вище підходах вибору складу, параметрів робочого процесу і режиму роботи СУ при заданій дальності польоту застосовуються різні критерії ефективності: злітна маса ЛА [8, 22 – 25]; паливна ефективність ЛА та відносна маса комерційного навантаження (відносна маса палива та СУ) [16, 26 – 30]. Крім основних критеріїв ефективності враховують обмеження екологічності, безпеки, технологічності, ресурсу, вартості, ремонтпридатності тощо. Оскільки існує кілька критеріїв ефективності при заданій дальності польоту, необхідно провести їх аналіз і вибрати найбільш доцільний для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту.

Використання критерію паливної ефективності ЛА, що характеризує витрату палива на тонну-кілометр перевезеного вантажу, не доцільно, оскільки для економії палива необхідно здійснювати польоти на дозвукових швидкостях, а літаки класу бізнес-джет спрямовані насамперед на скорочення часових витрат [1 – 5].

Для ЛА класу бізнес-джет при заданій масі комерційного навантаження та профілі польоту доцільно використовувати в якості критерію ефективності мінімальну злітну масу ЛА. Оскільки злітна маса ЛА визначає можливість ЛА

здійснити переліт за заданим профілем польоту при заданому корисному навантаженні, а також є інтегральним показником, що враховує матеріальні витрати на створення та експлуатацію літака. Однак, використання в якості критерія ефективності мінімальної злітної маси ЛА призводить до задачі, в якій комплексно варіюються не тільки параметри СУ, але і розміри і маса ЛА. Тому для зменшення кількості параметрів, що варіюються, доцільно задати злітну масу ЛА, тоді при заданій дальності польоту рентабельність перевезень можливо підвищити за рахунок збільшення маси комерційного навантаження або зниження суми мас палива і СУ. Це видно з рівняння масового балансу ЛА, віднесеного до його злітної маси m_0 :

$$1 = \bar{m}_{ПЛ+об} + \bar{m}_{СУ} + \bar{m}_{П} + \bar{m}_{КН}, \quad (1.1)$$

де $\bar{m}_{ПЛ+об}$ – маса планера та обладнання, віднесена до злітної маси ЛА;

$\bar{m}_{СУ}$ – маса СУ, віднесена до злітної маси ЛА;

$\bar{m}_{П}$ – маса палива, віднесена до злітної маси ЛА;

$\bar{m}_{КН}$ – маса комерційного навантаження, віднесена до злітної маси ЛА.

Проведений аналіз існуючих підходів і їх критеріїв ефективності [8, 16, 22 – 30] показав, що комплексну задачу вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ для ЛА спрощують шляхом зменшення кількості змінних, що варіюються. Найпоширенішим способом спрощення є задання профілю польоту, режиму польоту на крейсерській ділянці, геометричних, масових та аеродинамічних характеристик ЛА. Перевагою такого підходу є можливість його інтегрування у більш складні моделі, в яких оптимізується не тільки склад та параметри СУ, але й параметри ЛА та профілю польоту. Основним недоліком такого підходу є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ. Іншим недоліком підходів [16, 22 – 30] є використання повної математичної моделі з використанням диференціальних рівнянь руху ЛА при загальному аналізі складів СУ, які розглядаються, що ускладнює отримання та обробку результатів розрахунку, а

також вимагає великих обчислювальних ресурсів. У роботі [8] скорочення обчислювального часу реалізовано за допомогою застосування спрощеної моделі розрахунку. Однак, таке спрощення призводить до похибки визначення заданого критерію вибору, а також параметрів СУ, що оптимізуються.

Більш раціональним з погляду формулювання задачі, розробки інструментів її вирішення, налагодження програм, скорочення часу розрахунку, обробки отриманих результатів є підхід, застосований С. В. Патанкармом для вирішення задач теплообміну та динаміки рідини [34]. У розділі обчислювальної математики цей підхід отримав назву «предиктор – коректор» [35], який дозволяє отримувати рішення задачі у два етапи. На першому етапі задача вирішується за допомогою спрощених моделей і методів, а на другому етапі наближене рішення коригується за допомогою повної моделі. Такий підхід реалізує принцип, що забезпечує найшвидше досягнення результату, і відповідає особливостям сприйняття та обробки інформації людиною.

Таким чином, доцільна розробка методу вибору найвигіднішого складу і режиму роботи СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю, що базується на суміщенні підходу, оптимізації складу і параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА та підходу «предиктор - коректор».

1.3 Аналіз математичних моделей та методів, що використовуються для вибору складу і параметрів силової установки

Для реалізації методу вибору найвигіднішого складу та параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ необхідні математичні моделі газодинамічних процесів ПРД, масових характеристик ЛА і СУ, геометричних і аеродинамічних характеристик ЛА, динаміки руху ЛА, а також методи оптимізації та чисельного вирішення системи алгебраїчних і диференціальних рівнянь.

Математичні моделі ПРД мають різний рівень деталізації процесів. Класифікація математичних моделей ПРД представлена у роботах [36, 37]. Для розрахунку характеристик ПРД зазвичай застосовуються математичні моделі першого рівня, в яких течія у проточній частині є одномірною, втрати враховуються з допомогою коефіцієнтів, а характеристики вузлів представлені моделями нульового рівня [37 – 45]. Такі моделі дозволяють отримати прийнятну точність розрахунку характеристик ПРД, причому похибка визначення питомої витрати палива C_R набагато більша, ніж тяги R [46 – 48].

Похибка визначення C_R визначає похибку, з якої визначається маса палива, потрібна для здійснення польоту за заданим профілем. При цьому похибка визначення маси палива згідно з рівнянням (1.1) безпосередньо впливає на масу комерційного навантаження ЛА.

Похибка визначення C_R пояснюється похибкою розрахунку відносної витрати пального q_{II} , яка спричинена використанням спрощених методів розрахунку ентальпії. Ентальпія в цих методах залежить тільки від температури і складу суміші без урахування впливу тиску.

Величина похибки q_{II} слабо впливає на тягу R і питому тягу R_{II} , але суттєво впливає на похибку визначення C_R внаслідок

$$C_R = \frac{3600 \cdot q_T}{R_{II}}. \quad (1.2)$$

Слабкий вплив похибки q_{II} на тягу та питому тягу обумовлено тим, що C_R має похибку того ж порядку, що q_{II} , а інші параметри на 1–2 порядки менші. Наприклад, навіть за 10 % похибки визначення q_{II} , похибка визначення G_T становить 0,1...0,3 %.

Тому задачу підвищення точності розрахунку C_R можна звести до задачі підвищення точності розрахунку q_{II} без перерахунку інших параметрів ПРД.

З цього виходить, що задачу підвищення точності розрахунку характеристик ПРД можна вирішити за допомогою математичних моделей ПРД, що використовують спрощену залежність ентальпії газу від температури та складу

суміші, шляхом коригуванням величин q_{II} і C_R за допомогою залежностей ентальпії газу від температури, тиску та складу суміші.

Крім того, для досягнення мети цього дослідження необхідно врахувати в математичних моделях першого рівня особливості схем ТПД на прямоточних режимах роботи [15].

Оцінку маси газотурбінних двигунів (ГТД) у методах вибору найвигіднішого складу СУ за заданим критерієм зазвичай здійснюють від параметрів робочого процесу на підставі статистичних даних щодо виконаних конструкцій ГТД. Найбільшого розвитку отримав напівемпіричний підхід до формування структури моделі маси ГТД. Найбільш поширеними моделями для ТРД і ТРДД є моделі [49] та компанії Боїнг [25], а для сімейств проєктованих ГТД рівного технологічного рівня параметрична модель маси ТРДД, ТРД, турбогвинтового двигуна, турбовального двигуна, допоміжної СУ, отримана В. Г. Масловим та В. С. Кузьмичовим [50–52]. У роботі [27] модель [50–52] скоректована згідно з даними створених ТРД(Д) у період після 1980 р., а також за сучасними опублікованими проєктами. Ця модель успішно застосована у роботах [28, 30, 52].

Для розрахунку геометричних та масових характеристик ЛА зазвичай використовуються математичні моделі, представлені у [25, 53, 54]. Математичні моделі аеродинамічних характеристик ЛА та руху ЛА представлені у [25, 55].

Велике коло завдань під час проєктування ПРД зводиться до знаходження найвигідніших поєднань параметрів [29, 56 – 59]. Для вирішення цих завдань використовують методи оптимізації. У спеціальних розділах математики відомо багато різних методів оптимізації [60, 61].

Методи чисельного розв'язання системи алгебраїчних та диференціальних рівнянь докладно викладені у [62].

Таким чином, математичні моделі та методи, необхідні для реалізації методу вибору складу та параметрів СУ для ЛА з надзвуковими швидкостями польоту є в наявності. Проте, для моделювання режимів роботи вибраних складів СУ вимагають удосконалення низка математичних моделей елементів ПРД: модель вентилятора на прямоточному режимі роботи ТРДД, модель робочого процесу

камери згоряння; модель робочого процесу сопла. Крім того, для ТРДДФ на прямоточному режимі необхідно врахувати втрати повного тиску, викликані раптовим розширенням потоку на вході в камеру змішування.

1.4 Висновки до першого розділу

В результаті проведеного аналізу предметної області та існуючих методів вибору складу і параметрів СУ за заданими критеріями ефективності можна зробити наступні висновки:

а) у представлених дослідженнях по вибору складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту розглядається обмежений круг складів СУ при окремих заданих швидкостях надзвукового польоту. При цьому вплив швидкості польоту на зміну складу і параметрів СУ не досліджується;

б) існують різні підходи вибору складу і параметрів СУ для ЛА. Найбільш доцільним з точки зору постановки задачі, її рішення та включення розробленого методу в більш складні моделі, в яких оптимізуються параметри ЛА і профіль польоту, є підходи В. В. Кулагіна і NASA. Однак суттєвим недоліком цих підходів є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ. Крім того, застосування в оптимізаційній задачі на всіх етапах дослідження прямого моделювання математичної моделі СУ при вирішенні диференціальних рівнянь руху ЛА на всіх ділянках шляху погіршує ефективність отримання і обробки результатів розрахунку та ускладнює математичну модель. Більш того, потребують удосконалення математичні моделі першого рівня, які використовуються для розрахунку характеристик ПРД, для урахування в робочому процесі камери згоряння впливу температури, складу суміші і тиску; наявності вентилятора в проточній частині зовнішнього контура; раптового розширення потоку на вході у камеру змішування та донного опору в схемах ТРДДФ, ТРДДФ_{II} і ТРДП на прямоточному режимі.

Відповідно для усунення зазначених недоліків потрібно вирішити задачі:

– розробити ефективний з точки зору процесу отримання та обробки

результатів розрахунку метод вибору найвигіднішого складу та параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА. Крім того, в розроблюваному методі необхідно удосконалити математичні моделі першого рівня, що використовуються для розрахунку режимів роботи ПРД, а саме математичні моделі робочого процесу камери згоряння та робочого процесу ТПД на прямоточному режимі;

– оцінити достовірність удосконалених математичних моделей, що використовуються при виборі складу і параметрів СУ;

– за допомогою розробленого методу встановити закономірності зміни відносної маси палива і СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту;

– на основі отриманих закономірностей сформулювати рекомендації щодо використання різних складів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту з точки зору мінімуму маси палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту.

1.5 Література до першого розділу

1. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 / Morgenstern J. and other. *NASA Report*. 2015. Report id: CR–2015-218719. 396 P. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837>

2. Yicheng S., Howard S. Review and prospect of supersonic business jet design. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. №. 90 (2017). P. 12–38. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.12.003>

3. Boeing invests in advanced supersonic business jet: URL: <https://www.seattletimes.com/business/boeing-aerospace/boeing-invests-in-advanced-supersonic-business-jet/> (Last accessed 25.08.2021).

4. На пути к сверхзвуку: веб-сайт. URL:

https://vpk.name/news/194652_na_puti_k_sverhzhvuku.html (дата обращения: 25.08.2020).

5. Батыров Т. Россия и ОАЭ разработают сверхзвуковой бизнес-джет. *Forbes* : веб-сайт. URL: <https://www.forbes.ru/newsroom/biznes/421741-rossiya-i-oae-razrabotayut-sverhzhukovoy-biznes-dzhet> (дата обращения: 26.06.2021)

6. Якубович Н. В. Первые сверхзвуковые – Ту-144 против «Конкорда» : книга Москва : ВЭРО Пресс, Яуза, Эксмо, 2012. 96 с.

7. Теория авиационных двигателей / под ред. Ю. Н. Нечаев. – Москва : Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.

8. Research on simulation and performance optimization of Mach 4 civil aircraft propulsion concept. / Chen M. and other. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2019. № 2019. 19 p. DOI: <https://doi.org/10.1155/2019/2918646>.

9. Analysis of development trends of power-units for high-speed flying vehicles / Arefyev K. Yu., Kukshinov N. V., Prokhorov A. N. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. №. 1147. Article Id: 012055. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055.

10. Ispir A. C., Gonçalves P. M., Saracoglu B. H. Analysis of a combined cycle propulsion system for STRATOFly hypersonic vehicle over an extended trajectory. *MATEC Web of Conferences* 304. Belgium : SintGenesius-Rode, 2019. DOI: 10.1051/matecconf/201930403001.

11. Moon K. H., Sung H. G. Performance Characteristics of a TBCC Engine with Turbo-Ramjet Engine Transition Mode. *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 44(2), P. 116–122(2016). DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.2.116>

12. Gonçalves P. M., Ispir A. C., Saracoglu B. H. Development and optimization of a hypersonic civil aircraft propulsion plant with regenerator system. *Session: Performance of Components and Systems*. 2019. DOI: 10.2514/6.2019-4421.

13. Sudip Bhattraï, Hao Tang Comparative performance analysis of combined-cycle pulse detonation turbofan engines (PDTEs). *Propulsion and Power Research* 2013. № 2(3). С. 214–224.

14. Paul J. Barnhart. A Supersonic Through-Flow Fan Engine Airframe Integration Study. *NASA Contractor Report*. 1989. Report Id: 185140. 14 p.
15. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. Москва : Машиностроение, 1979. 432 с.
16. Jaminson, R.R. Power Units for Very High Speed Winged Vehicles. *Aerospace Proceeding*. England: Bristol, 1966. P. 484–513.
17. Фишбейн Б.Д. Сравнение характеристик ТРДДМ и ТРД в крейсерском сверхзвуковом полете. Известия высших учебных заведений. *Авиационная техника*. 1978. № 1. С. 87–91.
18. United States Patents. Variable bypass engines. US 3.854.286. 1974. / Garry W. Klees.
19. United States Patents. Combination Turbojet-Ramjet-Rocket Propulsion System. US 5.052.176. 1991. / Josiane M.F. Labatut, Yerres; Francois M.P. Marlin, Melun; Georges Mazeaud, Yerres; Francois J. Mirville, Melun
20. United States Patents. Turbojet-Ramjet Hypersonic Aircraft Engine. US 5.284.014. – 1994. / Pascal N. Brossier, Lieusaint; Georges Mazeaud, Yerres; Pascal C. Wurniesky; Savigny le Temple.
21. Перспективные силовые установки для высокоскоростных летательных аппаратов. *Испытатели аэрокосмической техники* : веб-сайт. URL: <http://www.testpilot.ru/review/hiper/hyper.htm> (дата обращения: 18.06.2019).
22. Donald H. Tran. Parametric Study of a Mach 2.4 Transport Engine with Supersonic Through-Flow Rotor and Supersonic Counter-Rotating Diffuser (SSTR/SSCRD). *NASA Report*. 2004. Report Id: TM–2004–213139. 29 p.
23. A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport / Berton Jeffrey J. and other. *NASA Report*. 2005. Report Id: TM–2005–213414. 106 p.
24. Улитенко Ю. А., Кислов О. В. Метод обоснования схемы и выбора параметров силовой установки летательного аппарата для скоростей полета $МП = 0...5$. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. Вып. 7. С. 5–9.
25. Югов О. К., Селиванов О. Д. Основы интеграции самолета и

двигателя: книга. Москва : Машиностроение, 1989. 304 с.

26. Флоров И. Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. *Труды ЦИАМ*. № 1099. 1985. 260 с.

27. Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ : метод. указания / Кулагин В.В. и др. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 40 с.

28. Рыбаков В. Н. Выбор параметров рабочего процесса линейки ГТД на базе унифицированного газогенератора. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2012. №3(34). С. 88–92.

29. Методы оптимального проектирования ГТД на начальном этапе / Кузьмичев В. С. и др. *Электронный журнал «Труды МАИ»*. 2012. Вып. № 59. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/483/metody-optimalnogo-proektirovaniya-gtd-na-nachalnom-etape.pdf?lang=ru&issue=59> (дата звернения: 21.10.2021).

30. Омар Х. Х. О., Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения интеркулера и рекуператора. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2020. № 3. т. 19. С. 85–99. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99.

31. Turbojet and turbofan engines for a Mach 3 supersonic transport / Dugan F. J., Koenig R. W., Whitlow J. B., McAuliffe T. B. *NASA Report*. 1964. Report Id: 64-21540. 12 p.

32. Улитенко Ю. А. Анализ характеристик турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания с впрыском воды за входным устройством. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2019. № 1/153. С. 29-38. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.03.

33. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н. Моделирование полёта летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2012. т. 14, №1(2). С 491–494.

34. Патанкар С. В. Численное решение задач теплопроводности и

конвективного теплообмена при течении в каналах / Пер. с англ. Москва : Издательство МЭИ, 2003. 375 с.

35. Numerical Recipes: The Art of Scientific Computing / Press W.H. and other. : 3rd. edition. New York : Cambridge University Press, 2007. 1235 p.

36. Хорева Е. А., Эзрохи Ю. А. Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД. *Аэрокосмический научный журнал МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электронный журнал*. 2017. № 1. С. 1–14. DOI: <https://doi.org/10.24108/rdopt.0117.0000059>.

37. Дружинин Л. Н., Швец Л. И., Ланшин А. И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. *Труды ЦИАМ*. 1979. № 832. 45 с.

38. Павленко Г. В. Математическое моделирование авиационных ГТД при исследовании их эксплуатационных характеристик: учеб. пособ. Харьков : Харьк. авиац. ин–т, 1986. 123 с.

39. Козырев А. М., Бутов Л. А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей. Москва : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1993. 144 с.

40. Егоров И. Н., Крети́нин Г. В., Лещенко И. А. Особенности математического моделирования авиационных ГТД : учеб. пособ. Москва : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1998.

41. Walsh P. P., Fletcher P. Gas Turbine Performance: 2nd ed. London: Blackwell Science Ltd, 2004. 646 p.

42. Августинович В. Г. Математическое моделирование авиационных двигателей : учеб. пособие. Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2008. 100 с.

43. Сравнительный анализ автоматизированных систем проектирования газотурбинных двигателей / Кузьмичев В. С., Остапюк Я. А., Ткаченко А. Ю., Филинов Е. П. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2015. №6(3), т. 17. С. 644 – 656.

44. Методология создания математической модели одновального двигателя ГТЭ-45(60а) / Аннопольская И. Е. и др. Харьков : Вестник НТУ «ХПИ», 2008.

(№34). С. 41 – 44.

45. Henrique G. J., Cleverso B., João R. B., Jesuíno T. T. Real-Time Gas Turbine Model for Performance Simulations. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2017. № 9 (3), P. 346 – 356. DOI: <http://dx.doi.org/10.5028/jatm.v9i3.693>

46. Болдырев О. И., Горюнов И. М. Влияние термической диссоциации продуктов сгорания углеводородного топлива на параметры рабочего процесса перспективных газотурбинных двигателей. *Современные проблемы науки и образования*. 2012. № 1. URL: <https://www.science-education.ru/pdf/2012/1/15.pdf> (дата звернения: 21.10.2021).

47. Расчетное исследование влияния эрозионного износа на высотно-скоростные характеристики ТРДДФ / Абдельвахид М. Б., Черкасов А. Н., Федоров Р. М., Федечкин К. С. *Вестник УГАТУ*. 2014. № 3(64), т. 18, С. 16 – 22. URL: <http://journal.ugatu.ac.ru/index.php/Vestnik/article/view/1758/1637> (дата звернения: 28.10.2021).

48. Улитенко Ю. О. Удосконалений науково-методичний апарат обґрунтування параметрів та характеристик повітряно-реактивних двигунів силових установок високошвидкісних літальних апаратів: дис. канд. техн. наук: 05.05.03 / Державне підприємство "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка, Державний концерн "Укроборонпром". Запоріжжя. 2019. 236 с.

49. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Акимов В. М. и др.; под ред. С. М. Шляхтенко. Москва : Машиностроение, 1987. 568 с.

50. Маслов В. Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. Москва : Машиностроение, 1981. 123 с.

51. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие / Маслов В. Г. и др.; Самара: гос. аэрокосм. ун-т, 1996. 146 с.

52. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Филинов Е. П. Влияние размерности ГТД на выбор оптимальных параметров рабочего процесса и их конструктивных схем. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2017. № 1, т. 21. С. 91 – 99.

53. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. Проектирование самолетов. Москва: Машиностроение, 1983. 616 с.
54. Егер С. М., Лисейцев Н. К., Самойлович О. С. Основы автоматизированного проектирования самолетов : учеб. пособие для вузов. Москва : Машиностроение, 1986. 232 с.
55. Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов / Бочкарев А. Ф. и др.; под общ. ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. Москва : Машиностроение, 1985. 360 с.
56. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю. Метод оптимизации программ управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2006. № 2-2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/metod-optimizatsii-programm-upravleniya-gtd-po-kriteriyam-effektivnosti-letatel'nogo-apparata/viewer>
57. Кривошеев И. А., Хохлова Ю. А., Завьялов Р. А. Разработка универсального программного комплекса для решения задач по оптимизации параметров и проточной части ГТД с использованием моделей, имеющих закрытый код. *Вестник УГАТУ*. 2012. № 5 (50), т. 16. С. 3 – 12.
58. Рыбаков В. Н. Особенности оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД на базе заданного газогенератора. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2012. №3(34). С. 83 – 87.
59. Тунаков А. П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. Москва: Машиностроение, 1979. 184 с.
60. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. Москва: Мир, 1975. 536 с.
61. Моисеев Н. Н., Иванилов Ю. П., Столярова Е. М. Методы оптимизации : под ред. Физматгиз. Москва : Наука, 1978. 352 с.
62. Корн Г., Корн.Т. Справочник по математике (для научных работников и инженеров) : под ред. Физматгиз. Москва : Наука, 1977. 832 с.

РОЗДІЛ 2 МЕТОД ВИБОРУ СКЛАДУ І ПАРАМЕТРІВ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З НАДЗВУКОВОЮ КРЕЙСЕРСЬКОЮ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ

Силова установка надзвукового ЛА є системою, що є частиною складнішої системи – літального апарату. Тому ефективність ЛА істотно залежить від складу СУ та її режиму роботи. Вибір складу та режиму роботи СУ – це частина складної комплексної варіаційної оптимізаційної задачі, в якій варіюються параметри профілю польоту, ЛА та СУ [1].

Зважаючи на складність цієї задачі, доцільно її декомпонувати на складові. Це дозволить представити вихідну задачу у вигляді послідовності більш простих задач і організувати вирішення задачі в профільних літакобудівних та авіадвигунобудівних проектних організаціях.

Перша складова – задача вибору складу і параметрів СУ при заданих профілі польоту, масових, геометричних та аеродинамічних характеристиках ЛА; друга – задача вибору параметрів ЛА при заданому профілі польоту та геометричній формі ЛА шляхом варіювання розмірів та маси ЛА; третя – задача вибору параметрів і геометричної форми ЛА при заданому профілі польоту шляхом варіювання геометричної форми ЛА та пов'язаних з нею аеродинамічних характеристик ЛА; четверта – задача вибору параметрів профілю польоту. Причому перша задача є складовою частиною другої, друга – складовою третьої, а третя – складовою четвертої. Таким чином, композиція цих задач дозволяє вирішити комплексну задачу вибору параметрів профілю польоту, ЛА та його СУ [2].

Для досягнення мети цього дослідження необхідно вирішити першу складову, яка дозволяє знайти найвигідніший склад і параметри СУ за заданим критерієм при заданих профілі польоту, масових, геометричних та аеродинамічних характеристиках ЛА.

Для вирішення першої складової необхідно розробити метод вибору найвигіднішого складу і параметрів робочого процесу СУ з оптимізацією її параметрів на всіх режимах роботи на основі критерію мінімуму відносної маси палива і СУ при

заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА.

2.1 Блок-схема двоступенового методу вибору складу і параметрів силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту

З метою збільшення ефективності отримання та обробки результатів для методу вибору складу і параметрів СУ ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту при заданому профілі польоту та параметрах ЛА застосований підхід на основі схеми «предиктор-коректор» [3]. У методах, заснованих за таким підходом на першому етапі (предиктор) обчислюється грубе наближення необхідної величини, а на другому етапі грубе наближення уточнюється (коригується) за допомогою точнішого методу.

На етапі предиктора для вибору складу і параметрів СУ в якості спрощеної моделі пропонується використовувати модель, засновану на алгебраїчних співвідношеннях, справедливих для крейсерської ділянки польоту, а на етапі коректора – повну модель з використанням диференціальних рівнянь руху ЛА і витрати палива, що застосовується до всіх ділянок профілю польоту ЛА [2, 4].

Блок-схема методу вибору складу і параметрів робочого процесу СУ з оптимізацією її параметрів на всіх режимах роботи на основі критерію мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА за схемою типу «предиктор – коректор» показана на рисунку 2.1.

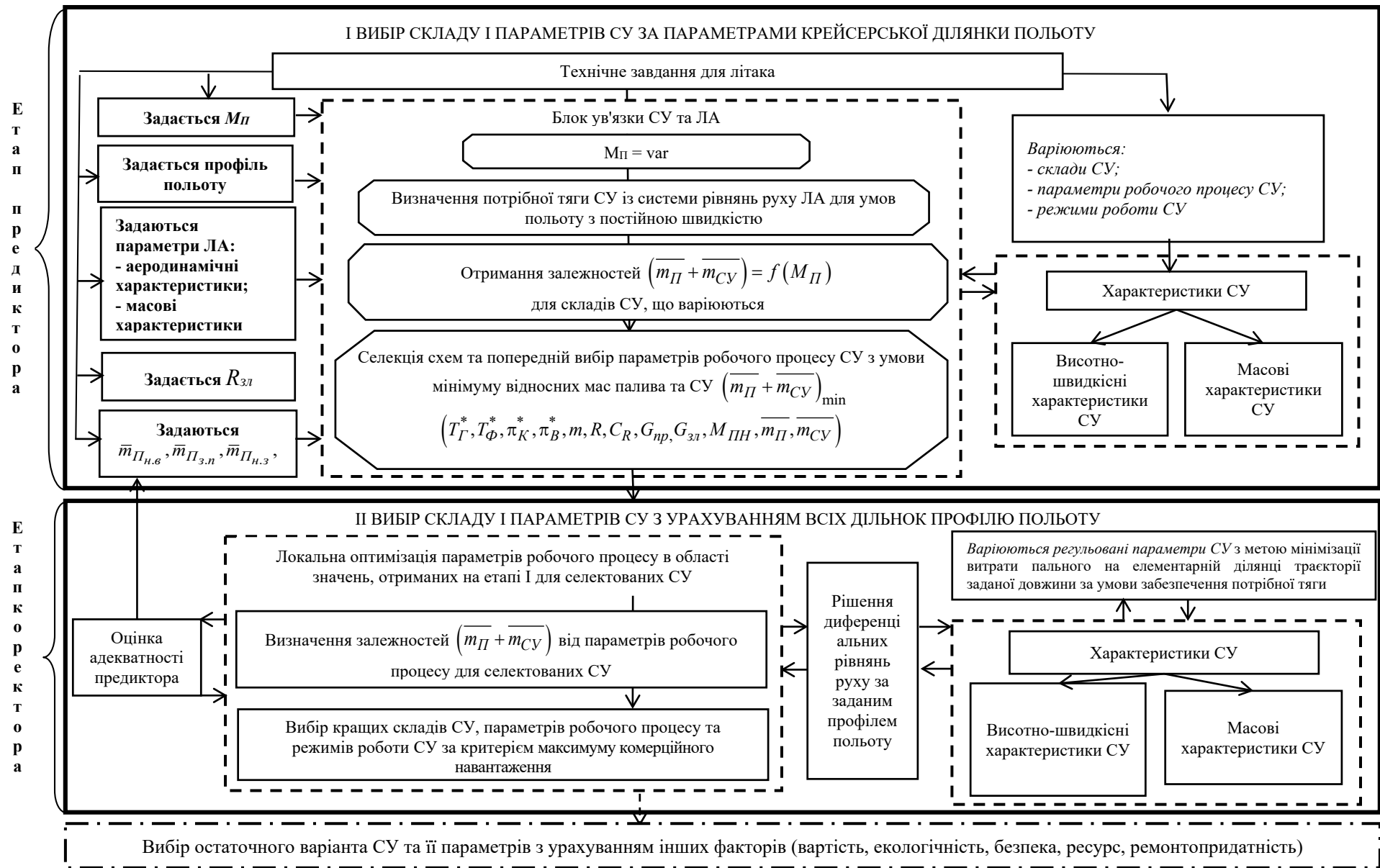


Рис.2.1. Блок-схема методу вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту на основі критерію мінімуму відносної маси палива і СУ за схемою типу «предиктор – коректор»

2.2 Етап предиктора

На етапі предиктора використовується спрощена математична модель, призначена для відбору кращих варіантів складів і параметрів робочого процесу СУ з оптимізацією її параметрів на всіх режимах роботи для ЛА з надзвуковою швидкістю польоту за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ.

Спрощення досягається шляхом розгляду тільки ділянки крейсерського польоту замість всіх ділянок профілю польоту (інші ділянки беруться до уваги за допомогою емпіричного врахування маси палива, яка витрачається на цих ділянках). Обґрунтованість такого підходу пояснюється тим, що крейсерська ділянка для трансокеанських перельотів становить приблизно 90% [5]. Крім того, в крейсерському польоті з постійною швидкістю суттєво спрощується математичний опис польоту, оскільки замість розв'язання диференціальних рівнянь руху ЛА можна використовувати їх розв'язання в алгебраїчному вигляді [6]. Тому попередній вибір складу і параметрів СУ, режиму крейсерського польоту для ЛА з надзвуковими крейсерськими швидкостями польоту на етапі предиктора проводиться за спрощеною моделлю, яка використовує алгебраїчні співвідношення, справедливі для крейсерського польоту.

Селекція схем СУ та попередній вибір параметрів робочого процесу СУ для ЛА з надзвуковими крейсерськими швидкостями польоту на етапі предиктора з умови мінімуму відносної маси палива і СУ $(\bar{m}_П + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ виконується в наступній послідовності:

1. Задаються профіль польоту, аеродинамічні та масові характеристики ЛА.
2. Задається потрібна тяга СУ з умови забезпечення зльоту.
3. Задається швидкість надзвукового крейсерського польоту.
4. Задається потенційний діапазон чисел $M_П$ надзвукового крейсерського польоту для виявлення оптимального числа $M_{Пн}$, при якому досягається мінімум відносної маси палива і СУ для досліджуваних складів СУ.

5. Задаються відносні маси палива, що витрачаються на зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості $\bar{m}_{Пн.6}$, зниження та посадки $\bar{m}_{Пз.л}$ і навігаційний запас $\bar{m}_{Пн.3}$.

6. За відомою заданою $\bar{m}_{Пн.6}$ визначається маса ЛА на початку крейсерської ділянки польоту.

7. Варіюється число $M_{П}$ крейсерського польоту.

8. Для різних чисел $M_{П}$ із системи рівнянь руху ЛА для крейсерського польоту чисельним методом визначаються потрібні значення кута атаки α і R .

9. Варіюються склади СУ, параметри робочого процесу та режими роботи СУ.

10. Для складів СУ і параметрів робочого процесу, що варіюються, розраховуються висотно-швидкісні та масові характеристики СУ з оптимізацією програми управління ПРД з метою мінімізації витрати палива для заданого діапазону швидкостей крейсерського польоту при забезпеченні злітної та крейсерської потрібної тяги СУ ЛА.

11. Відносна маса палива, яка необхідна для крейсерської ділянки польоту $\bar{m}_{П.кр}$, визначається із співвідношення, справедливого для польоту з постійною крейсерською швидкістю (рівняння Бреге).

12. Розраховується маса СУ за узагальненою параметричною моделлю.

13. Визначаються залежності $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ}) = f(M_{П})$ для складів СУ, що варіюються.

14. Для складів СУ, що варіюються, оцінюється $M_{Пн}$ з використанням залежності $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ}) = f(M_{П})$.

15. Здійснюється селекція складів СУ та попередній вибір параметрів робочого процесу СУ з умови мінімуму $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})$ для заданої швидкості крейсерського польоту.

У результаті етапу предиктора визначаються конкуруючі варіанти складів СУ для заданої швидкості польоту. Параметри робочого процесу для обраних конкуруючих складів СУ приймаються базовими для етапу коректора.

2.3 Етап коректора

Вибрані на етапі предиктора склади та режими СУ аналізуються за допомогою повної моделі процесу, яка заснована на використанні диференціальних рівнянь руху ЛА та витрат палива, при її застосуванні до всіх ділянок профілю польоту (окрім крейсерського [6]).

В результаті корегується відносна маса палива та СУ, а потім і відносна маса комерційного навантаження \bar{m}_{KH} .

Вибір складу і параметрів робочого процесу СУ з урахуванням всіх ділянок профілю польоту виконується в наступній послідовності:

1. Визначаються залежності $(\bar{m}_H + \bar{m}_{CV})$ від параметрів робочого процесу для обраних на етапі предиктора конкуруючих СУ з кращим складом за допомогою повної моделі процесу, заснованої на інтегруванні рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту (окрім крейсерського) з оптимізацією регульованих параметрів у кожній точці профілю польоту за умов мінімуму витрат палива на елементарній ділянці траєкторії заданої довжини та забезпеченні потрібної тяги СУ ЛА.

2. Оцінюється адекватність заданої на етапі предиктора відносної маси палива, що витрачається на зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості.

3. Якщо обчислена на етапі предиктора задана відносна маса палива, що витрачається на зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості, задовольняє наперед заданому допустимому відхиленню, здійснюється остаточний вибір кращих складів СУ, параметрів робочого процесу та режимів роботи СУ за критерієм $(\bar{m}_H + \bar{m}_{CV})_{\min}$. В іншому випадку здійснюється повернення на етап предиктора з уточненою відотною масою палива, що витрачається на зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості, та розрахунок повторюється.

4. За допомогою рівняння масового балансу ЛА (1.1) визначається маса комерційного навантаження для кращих складів СУ.

5. Кращі варіанти, які незначно відрізняються за заданим критерієм, але відрізняються за складом і параметрами робочого процесу СУ, представляються для їх подальшого опрацювання з урахуванням наявності інших критеріїв відбору (вартісні, технологічні, екологічні, безпеки, ресурсу, ремонтпридатності, тощо).

В результаті етапу коректора визначаються найвигідніші склади та параметри СУ для заданої швидкості польоту за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ (максимуму відносної маси комерційного навантаження) при заданих профілі польоту, масових, геометричних та аеродинамічних характеристик ЛА. Ці склади надаються для подальшої багатокритеріальної оптимізації.

2.4 Математична модель руху ЛА

Політ ЛА описується динамічними рівняннями руху центру мас, кінематичними рівняннями та рівняннями зміни маси в результаті вироблення палива [7].

Система динамічних рівнянь руху відносно сферичної Землі, що обертається, в проекціях на осі траєкторної системи координат з урахуванням того, що при здійсненні польоту ЛА зі швидкостями до 1000 м/с впливом вітру, крену і ковзання можна знехтувати, має вигляд [8]

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = R \cdot \cos(\alpha + \varphi) - c_x \cdot 0.7 \cdot M_{\Pi}^2 \cdot S_{кр} - mg \cdot \sin\theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = c_y^{\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) \cdot 0.7 \cdot p_H \cdot M_{\Pi}^2 \cdot S_{кр} - mg \cdot \cos\theta + R \cdot \sin(\alpha + \varphi), \end{cases} \quad (2.1)$$

де m – маса ЛА, кг;

$\frac{dV}{dt}$ – похідна швидкості руху літака відносно землі за часом;

α – кут атаки;

φ – кут геометричної осі СУ, щодо будівельної горизонталі літака;

c_x – коефіцієнт лобового опору;

$S_{кр}$ – площа крила, м²;

g – прискорення вільного падіння, м/с²;

θ – кут нахилу траєкторії;

$c_y^\alpha = \frac{dc_y}{d\alpha}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки;

α_0 – кут атаки при нульовій підйомній силі.

Систему (2.1) необхідно доповнити кінематичними рівняннями руху, що описують зміну положення ЛА у просторі

$$\begin{cases} \frac{dH}{dt} = V \cdot \sin\theta, \\ \frac{dL}{dt} = V \cdot \cos\theta, \end{cases} \quad (2.2)$$

та рівнянням зміни маси ЛА, що враховує вироблення палива в процесі польоту

$$\frac{dm}{dt} = -G_{II}, \quad (2.3)$$

а також рівняннями що описують аеродинамічні характеристики ЛА

$$\begin{cases} c_y^\alpha = f_1(M_{II}), \\ c_x = f_2(c_y^\alpha, \alpha, M_{II}), \end{cases} \quad (2.4)$$

де H – висота польоту, м;

L – дальність по горизонтальній поверхні, м;

G_{II} – масова секундна витрата палива, кг/с.

Тоді модель динаміки польоту має вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dV}{dt} = R \cdot \cos(\alpha + \varphi) - c_x \cdot 0.7 \cdot M_{II}^2 \cdot S_{кр} - mg \cdot \sin\theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = c_y^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) \cdot 0.7 \cdot p_H \cdot M_{II}^2 \cdot S_{кр} - mg \cdot \cos\theta + R \cdot \sin(\alpha + \varphi), \\ \frac{dH}{dt} = V \cdot \sin\theta, \\ \frac{dL}{dt} = V \cdot \cos\theta, \\ \frac{dm}{dt} = -G_{II}, \\ c_y^\alpha = f_1(M_{II}), \\ c_x = f_2(c_y^\alpha, \alpha, M_{II}). \end{array} \right. \quad (2.5)$$

Система рівнянь (2.5) вирішується чисельним інтегруванням.

Таким чином, отримано математичну модель динаміки польоту ЛА за заданою траєкторією, пов'язану з параметрами робочого процесу ПРД та його програмою управління.

2.4.1 Математична модель руху ЛА на крейсерській ділянці польоту

У польоті з постійною швидкістю значення кута θ залишається постійним $\theta = \text{const}$, $\frac{d\theta}{dt} = 0$. При цьому значення кута θ у польоті з постійною швидкістю $\theta \approx 0$ (для профілю польоту, що розглядається, $\theta = 0,0223^\circ$), тоді, $mg \sin \theta = 0$ і $\frac{dH}{dt} = 0$. Швидкість також постійна ($V = \text{const}$), отже $\frac{dV}{dt} = 0$. Оскільки $V = \text{const}$, то ділянка заданої довжини ΔL обчислюється за формулою

$$\Delta L = V \cdot \Delta t. \quad (2.6)$$

Оскільки профіль польоту заданий, то і довжина крейсерської ділянки відома ΔL , і при заданій швидкості польоту з рівняння (2.6) визначається Δt .

Тоді рух ЛА в умовах польоту, що встановився, описується системою рівнянь

$$\begin{cases} R \cdot \cos(\alpha + \varphi) - c_x \cdot 0.7 \cdot M_{II}^2 \cdot S_{кр} = 0, \\ c_y^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) \cdot 0.7 \cdot p_H \cdot M_{II}^2 \cdot S_{кр} - m \cdot g \cdot \cos\theta + R \cdot \sin(\alpha + \varphi) = 0, \\ c_y^\alpha = f_1(M_{II}), \\ c_x = f_2(c_y^\alpha, \alpha, M_{II}). \end{cases} \quad (2.7)$$

При переміщенні ЛА по заданій траєкторії маса його змінюється. Зміна маси ЛА описується рівнянням

$$\Delta m = -(c_R \cdot R) \cdot \Delta t. \quad (2.8)$$

Оскільки зміна маси ЛА призводить до зміни кута атаки, аеродинамічних характеристик ЛА і, як наслідок, потрібної R , потрібно розбиття крейсерської ділянки на елементарні ділянки шляху.

У горизонтальному польоті, що встановився, аеродинамічні параметри ЛА, R і масу палива можна визначати не розбиваючи шлях на елементарні ділянки.

2.4.2 Обґрунтування незмінності параметра дальності на крейсерській ділянці польоту

Витрата палива на елементарній ділянці шляху залежить від параметра дальності P

$$P = \frac{K \cdot M_{II}}{C_R}, \quad (2.9)$$

що видно з рівняння Бреге

$$L = \frac{K \cdot V}{C_R} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{II,кр}}, \quad (2.10)$$

де K – аеродинамічна якість планера.

У польоті зменшується маса ЛА, але рівнодіюча сила, що діє на нього, дорівнює нулю. При цьому змінюються параметри польоту. Важливо встановити, як це відображається на величині P , щоб оцінити можливість визначення $\bar{m}_{II,кр}$

без розбиття крейсерської ділянки на елементарні ділянки. Більш того, максимум P забезпечує мінімум маси палива на всій ділянці польоту.

Зазвичай крейсерський політ ЛА відбувається у діапазоні висот польоту $H = 11 \dots 20$ км. На цих висотах тяга двигуна при заданому режимі роботи залежить тільки від величини p_H і прямо пропорційна їй.

Для виключення впливу p_H на тягу двигуна з точністю до впливу числа Рейнольдса систему (2.7) можна представити у вигляді [6]:

$$\begin{cases} \frac{R}{p_H} \cdot \cos(\alpha + \varphi) - c_x \cdot 0.7 \cdot M_{II}^2 \cdot S_{кр} = 0, \\ c_y^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) \cdot 0.7 \cdot M_{II}^2 \cdot S_{кр} - \frac{m \cdot g}{p_H} + \frac{R}{p_H} \cdot \sin(\alpha + \varphi) = 0, \\ c_y^\alpha = f_1(M_{II}), \\ c_x = f_2(c_y^\alpha, \alpha, M_{II}). \end{cases} \quad (2.11)$$

Система (2.11) складається з чотирьох рівнянь із шістьма змінними $\left(\alpha, M_{II}, \frac{R}{p_H}, \frac{m \cdot g}{p_H}, c_y^\alpha, c_x \right)$. Початкова маса ЛА, його аеродинамічні характеристики

$c_y^\alpha = f_1(M_{II})$ і $c_x = f_2(c_y^\alpha, \alpha, M_{II})$, а також висота на початку крейсерської ділянки

польоту H_0 і число M_{II} відомі. За цих умов $c_y^\alpha, \frac{m \cdot g}{p_H}$ стають відомими, і система

(2.11) перетворюється на систему трьох рівнянь із трьома невідомими. З цієї

системи рівнянь однозначно визначаються $\frac{R}{p_H}, \alpha, c_x$. За набутими значеннями

аеродинамічних параметрів ЛА визначається K . За значенням $\frac{R}{p_H}$ визначається C_R

із оптимізацією програми управління ПРД з метою мінімізації витрати палива для заданої швидкості крейсерського польоту.

З системи (2.11) видно, що у процесі польоту на елементарній ділянці шляху

із заданими $M_{II} = \text{const}$ і $\alpha = \text{const}$, $\frac{R}{p_H}$ та $\frac{m \cdot g}{p_H}$ теж зберігаються незмінними.

Довільна зміна α на наступній елементарній ділянці шляху з метою пошуку найбільшого значення K в процесі польоту неможлива без порушення умови горизонтального польоту, що встановився, коли рівнодіюча всіх сил дорівнює нулю. При зміні α змінюється розв'язок системи рівнянь (2.11), а отже, і величина $\frac{m \cdot g}{P_H}$. Оскільки m залишилося такою самою, як в кінці попередньої елементарної

ділянки шляху, то зміна $\frac{m \cdot g}{P_H}$ має статися за рахунок зміни p_H , а значить і H . Це

неможливо без порушення умов горизонтального польоту.

Оскільки параметр $\frac{R}{P_H}$ залишається постійним, то питома витрата палива в діапазоні висот $H=11 \dots 20$ км також залишається постійною. Незмінність питомої витрати палива при заданому режимі роботи двигуна на висотах польоту $H = 11 \dots 20$ км пояснюється тим, що на цих висотах $T_H = const$ і $T_{\Gamma}^* = const$, отже

$$C_R = f\left(M_{\Pi}, \frac{T_{\Gamma}^*}{T_H}\right) = f\left(M_{\Pi}, T_{\Gamma}^* \frac{\tau(M_{\Pi})}{T_H}\right) = f\left(M_{\Pi}, T_{\Gamma}^*\right) = const, \quad (2.12)$$

де $\tau(M_{\Pi})$ – газодинамічна функція відношення температур.

Незмінність K , V і C_R дозволяє в діапазоні висот $H = 11 \dots 20$ км не розбивати крейсерську ділянку польоту на складові та визначати витрачену відносну масу палива за крейсерську ділянку польоту (при заданій дальності крейсерської ділянки польоту), перетворивши рівняння (2.10)

$$\overline{m_T} = -e^{-\frac{c_R L}{KV}} \left(1 - e^{\frac{c_R L}{KV}} \right). \quad (2.13)$$

Таким чином, зміна P в горизонтальному польоті, що встановився, неможлива, тому вибір параметрів крейсерського польоту повинен виконуватися шляхом варіювання H_0 і M_{Π} у початковій точці крейсерського польоту, а маса палива, що витрачається на крейсерську ділянку польоту, може бути визначена з рівняння Бреге, при цьому не потрібно розбивати шлях на елементарні ділянки.

2.5 Математична модель аеродинамічних характеристик ЛА

Для вирішення систем рівнянь (2.5) та (2.11), що описують рух ЛА, потрібні коефіцієнти c_y і c_x , формули яких мають вигляд

$$c_y = c_y^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad (2.14)$$

$$c_x = c_{x_0} + A \cdot c_y^2. \quad (2.15)$$

У роботі [5] аеродинамічні характеристики ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту, що здійснює трансокеанські польоти, представлені в діапазоні чисел $M_{II} = 0 \dots 1,8$ у вигляді залежності (2.15) і залежностей

$$K = f(c_y, M_{II}), \quad (2.16)$$

$$K_{\max} = f(M_{II}), \quad (2.17)$$

де K_{\max} – максимальна аеродинамічна якість літака.

Для досліджуваного діапазону швидкостей польоту $M_{II} = 0 \dots 4$, необхідно розрахувати аеродинамічні характеристики ЛА для чисел $M_{II} > 1,8$. Крім того, аеродинамічні характеристики ЛА, необхідні для вирішення системи рівнянь руху, практично представити у вигляді:

$$A = f(M_{II}), \quad (2.18)$$

$$c_y^\alpha = f(M_{II}), \quad (2.19)$$

$$c_{x_0} = f(M_{II}). \quad (2.20)$$

З аеродинаміки відомо [6], що на надзвукових швидкостях польоту $M_{II} > 1,3$ при надзвуковій кромці крила коефіцієнт відвалу поляри

$$A = \frac{1}{c_y^\alpha} \quad (2.21)$$

зростає у міру збільшення числа M приблизно пропорційно $\sqrt{M^2 - 1}$. Це дозволяє отримати залежності (2.18) і (2.19).

Залежність (2.20) для чисел $M_{П} > 1,8$ розраховується за методикою, представленою в [9].

Таким чином, отримана математична модель аеродинамічних характеристик надзвукового ЛА у вигляді залежностей (2.14) та (2.15) для $M_{П} = 0...4$, яка необхідна для моделювання польоту ЛА.

2.6 Математичні моделі режимів роботи ГТД

У методі, що розробляється, в якості математичної моделі характеристик ГТД використовувався комплекс програм, розроблений у Харківському авіаційному інституті під керівництвом Г.В. Павленко [10].

Для підвищення точності моделювання характеристик ГТД ці моделі вдосконалені шляхом урахування:

- зміни втрат повного тиску в камері згоряння, зумовлені підведенням теплоти та гідравлічним опором залежно від температури, тиску, складу суміші та числа Маху на вході;

- впливу температури, тиску та складу суміші в робочому процесі камери згоряння на ентальпію шляхом використання експериментальних даних для теплоємності газів, які залежать від температури та тиску;

- зміни втрат повного тиску в соплі залежно від наявного відношення тисків і геометричних параметрів.

2.6.1 Математична модель елементів ГТД

Основними елементами ГТД є вхідний пристрій, компресор, камера згоряння, турбіна та реактивне сопло. У ТРДД_{зм} додається камера змішування потоків внутрішнього та зовнішнього контурів, а у форсованих двигунах – форсажна камера.

Надзвуковий повітрязабірник передбачається регульованим та забезпечує витрату повітря на всіх можливих польотних режимах. Коефіцієнт відновлення

повного тиску надзвукового вхідного пристрою $\sigma_{вх}$ розраховується за нормованою залежністю, яка представлена в [10, 11],

$$\sigma_{вх} = \sigma_{вх.p} - 0,05(M_{II} - 1)^2. \quad (2.22)$$

Для дозвукових режимів прийнято, що $\sigma_{вх} = \sigma_{вх.p} = \text{const}$.

Математична модель компресора (вентилятора) представлена залежностями

$$\begin{cases} \pi_{\kappa}^* = \pi(x, n_{np}), \\ \eta_{\kappa} = \eta(x, n_{np}), \\ G_{np} = G(x, n_{np}), \end{cases} \quad (2.23)$$

де π_{κ}^* – ступінь підвищення тиску у компресорі,

n_{np} – приведена частота обертання,

η_{κ} – коефіцієнт корисної дії (ККД) компресора,

$$x = \text{tg}\varphi = \frac{(\pi_{\kappa}^* - 1) \cdot G_p}{(\pi_{\kappa.p}^* - 1) \cdot G} - \text{кутова координата на масштабованій напірній лінії}$$

характеристики $n_{np} = \text{const}$. Тут G , кг/с – масова секундна витрата повітря.

Співвідношення (2.23), що описують характеристику компресора, задаються у вигляді апроксимаційних залежностей, отриманих в результаті узагальнення характеристик компресорів [12].

У математичній моделі вентилятора з різними характеристиками у зовнішньому та внутрішньому контурах прийнято, що величини $x_{в}$ і $n_{np,в}$ визначають режим роботи вентилятора у кожному контурі, з виконанням умов на всіх режимах роботи двигуна

$$x_{BI} = x_{BII} \quad i \quad \bar{n}_{np_{BI}} = \bar{n}_{np_{BII}} = \bar{n}_{np_{B}}. \quad (2.24)$$

При застосуванні регульованих компресорів у моделях ГТД із типовою програмою повороту лопаток, коли $\Delta\alpha_{на} = f(\bar{n}_{np})$, їхня математична модель представляється залежностями (2.23). Якщо регулювання здійснюється за $n_{np} = \text{const}$, математична модель такого компресора доповнюється залежностями [13]

$$\eta'_{\kappa.p} \approx \eta_{\kappa.p}, \quad (2.25)$$

$$\pi_{\kappa.p}^{*'} = \left(1 + \bar{G} \cdot \eta'_{\kappa.p} \cdot \frac{\pi_{\kappa.p}^{*k}}{\eta_{\kappa.p}} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.26)$$

де $\bar{G} = \frac{G'}{G_p}$ – відносна зміна повітря через компресор при $\bar{n}_{np} = 1$, яка визначає рівень його регулювання; $G, \pi_{\kappa.p}^*, \eta_{\kappa.p}$ – розрахункові параметри компресора при $\bar{G} = 1$; $G', \pi_{\kappa.p}^{*'}, \eta'_{\kappa.p}$ – розрахункові параметри компресора при $\bar{G} \neq 1$.

Математична модель камери згоряння складається із двох етапів розрахунку (модель на основі підходу «предиктор – коректор»). На етапі «предиктора» використовується математична модель першого рівня з використанням спрощеної залежності ентальпії газу від температури та складу суміші $h(T, q_{II})$. На етапі «коректора» коригуються величина q_{II} отримана на етапі «предиктора» за допомогою залежностей ентальпії газу від температури, тиску та складу суміші $h(T, p, q_{II})$. Потреба застосування двоетапного розрахунку q_{II} обґрунтовується безпосереднім впливом точності розрахунку q_{II} на точність визначення C_R , і, як наслідок, на \bar{m}_{II} . Поліпшення точності розрахунку q_{II} за рахунок застосування такого підходу наведено в [14, 15].

Математична модель камери згоряння зі спрощеною залежністю ентальпії газу від температури та складу суміші $h(T, q_{II})$ складається з рівнянь, які дозволяють визначити значення параметрів газу на виході та оцінити зміни $\eta_{\Gamma}, \sigma_{\text{КС}}$ від T_K^*, p_K^*, M і $\alpha_{\text{КЗ}}$.

Втрати повного тиску в камері згоряння, обумовлені підведенням теплоти та гідравлічним опором, розраховуються за співвідношенням, представленим у [16].

Відносна витрата палива у першому наближенні визначається за рівнянням Я. Т. Іллічова [17].

При відомій величині q_{II} або коефіцієнту надлишку повітря $\alpha_{\text{КЗ}}$ температура газу на виході з камери згоряння визначатиметься із закону збереження енергії

$$q_{II} \cdot h_{II}^* + h^* + q_{II} \cdot \eta_{\Gamma} \cdot H_u = (1 + q_{II}) h_{\Gamma}^*. \quad (2.27)$$

В якості залежності $\eta_T = f(p_K^*, T_K^*, \alpha_{K3})$ використовується апроксимуюче співвідношення, отримане на підставі експлуатаційних характеристик камер згоряння [18], наведене у роботі [13].

В результаті стають відомими тиск і температури на вході та виході з камери згоряння ПРД, витрати повітря та η_T .

На етапі коректора значення відносної витрати палива, отримане в результаті розрахунку математичною моделлю зі спрощеною залежністю $h(T, q_{II})$, уточнюється за допомогою ітераційної процедури.

На кожній ітерації за відомими складом суміші, температурою, тиском та теплоємностями компонентів газу і повітря, що визначаються за формулами, які отримані та представлені в [19–23], визначаються ентальпії газової суміші на вході та виході камери згоряння, а потім із рівняння теплового балансу камери згоряння визначається q_{II} [14].

Отримане значення q_{II} є початковим наближенням наступної ітерації. Ітераційна процедура припиняється, коли зміна q_{II} стає меншою за малу наперед задану величину.

Математична модель турбіни заснована на співвідношеннях розрахунку характеристик газової турбіни [24], які представлені у вигляді залежностей

$$\begin{cases} \bar{G}_z = G(\pi_T^*, \lambda_u), \\ \eta_T^* = \eta(\pi_T^*, \lambda_u), \end{cases} \quad (2.28)$$

де $\bar{G}_z = \frac{G_T \cdot \sqrt{T_T^*}}{p_T^*}$ – параметр витрати газу через турбіну,

π_T^* – ступінь зниження тиску у турбіні, η_T^* – ККД турбіни,

$\lambda_u = \frac{U_{cp.m}}{\sqrt{\frac{2 \cdot k_T}{k_T + 1} R_T \cdot T_T^*}}$ – наведена окружна швидкість. Тут $U_{cp.m}$, м/с – окружна швидкість на середньому радіусі турбіни, k_T – показник ізоентропи для продуктів згоряння, R_T , Дж/(кг·К) – газова постійна продуктів згоряння.

Співвідношення, що описують математичну модель циліндричної камери змішування, представлені в [25]. Коефіцієнт відновлення повного тиску для камер змішування задавався в діапазоні $\sigma_{зМ} = 0,98 \dots 0,99$ [25].

У випадку наявності форсажної камери згоряння при її моделюванні використовуються співвідношення математичної моделі основної камери згоряння з методикою покращення точності розрахунку $q_{п}$ [14]. Коефіцієнт повноти згоряння задавався $\eta_{Г} = \eta_{Г.p} = const$, оскільки форсажна камера застосовується на прямоточних режимах (крейсерський політ), де працює у вузькому діапазоні по $p_{ex}^*, T_{ex}^*, \alpha_{ФКЗ}$. Потрібний діапазон стійкої роботи за складом суміші задається згідно з рекомендаціями [25].

Співвідношення, що описують математичну модель сопла, представлені у роботах [10, 11].

Залежність коефіцієнта витрати кінцевого сопла від наявного відношення тисків і геометричних параметрів для дозвукових режимів польоту задавалася на підставі даних роботи [11]. Залежність коефіцієнта швидкості $\varphi_{с}$ від ступеня розширення сопла $\pi_{с}$ задавалася на підставі даних представлених у роботі [26].

Зв'язок між коефіцієнтом відновлення повного тиску в соплі $\sigma_{с}$ і $\varphi_{с}$ задається співвідношенням, отриманим у [27]

$$\sigma_{с} = \left(\frac{T_{Т}^*}{T_{с}} - \frac{T_{Т}^*/T_{с} - 1}{\varphi_{с}^2} \right)^{\frac{k_{Г} - 1}{k_{Г}}}, \quad (2.29)$$

де $T_{Т}^*$ – температура газів у перерізі за турбіною, К;

$T_{с}$ – температура газів у перерізі на виході з реактивного сопла, К, при цьому

$$\frac{T_{Т}^*}{T_{с}} = \frac{1}{1 - \varphi_{с}^2 \frac{k_{с} - 1}{k_{с} \pi_{с}^2}}.$$

Параметри повітря $T_{н}$ і $p_{н}$ на заданій висоті визначаються за допомогою математичної моделі стандартної атмосфери відповідно до [28].

2.6.2 Математичні моделі авіаційних ГТД

За заданих умов на вході в двигун та прийнятих моделях елементів основу математичної моделі будь-якого ГТД визначає сукупність незалежних змінних та запис системи рівнянь нерозрахункового режиму (системи рівнянь нев'язок).

Число незалежних змінних для ГТД, що має на кожному валу по одному каскаду компресора та турбіни, визначається за формулою

$$n = 3 z_{\text{в}} + 1, \quad (2.29)$$

де $z_{\text{в}}$ – число валів газогенератора модельованого двигуна.

Для ГТД, що має на кожному валу (або на одному з валів) два каскади компресора і одну турбіну або тільки турбіну, формула (2.29) перетворюється на вид

$$n = 3 z_{\text{в}} + 2. \quad (2.30)$$

Урахування роботи форсажної камери під час моделювання форсованих ТРД здійснюється використанням площі критичного перерізу сопла $F_{\text{кр}}$ при непрацюючій форсажній камері. При такому способі завдання набір незалежних змінних та система рівнянь нев'язок не змінюються, а рішення системи визначає режим роботи газогенератора. Параметри форсованого режиму (R , $R_{\text{п}}$, $G_{\text{п}}$, $F_{\text{кр.ф}}$, $F_{\text{с.ф}}$) обчислюються вже з урахуванням режиму роботи форсажної камери.

Для одновального ТРД(Ф) кількість невідомих визначається згідно з формулою (2.29) – $z_{\text{в}} = 1$, а $n = 4$. В якості незалежних змінних використовуються x , $n_{\text{пр}}$, $\alpha_{\text{кз}}$, $\pi_{\text{т}}^*$.

Для ТРД(Ф) з регульованим соплом система рівнянь нев'язок:

$$\begin{cases} \Delta f_1 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{\text{пер}} - \Delta \bar{G}_{\text{від}} - \Delta \bar{G}_{\text{ох}} + q_{\text{п}})}{G_{\text{к}}} - \frac{G_{\text{ГТ}}}{G_{\text{к}}}, \\ \Delta f_2 = \frac{G_{\text{к}} L_{\text{к}}}{G_{\text{ГТ}} L_{\text{т}} \eta_{\text{м}}} - 1, \\ \Delta f_3 = 1 - \frac{T_{\text{Г}}^*}{T_{\text{Гз}}^*}, \\ \Delta f_4 = 1 - \frac{n}{n_3}, \end{cases} \quad (2.31)$$

де $\Delta\bar{G} = \frac{\Delta\bar{G}}{\bar{G}_{КВТ}}$ – відносні витрати повітря за компресором на відбори, протипомпажний перепуск та охолодження лопаток турбіни. Тут і далі відбір повітря здійснюється лише за компресором високого тиску (КВТ),

L – робота компресора та турбіни, Дж/кг.

Для двовального ТРД(Ф) кількість невідомих визначається згідно з формулою (2.29). Для двовального ТРД(Ф) $z_b = 2$, а $n = 7$. В якості незалежних змінних використовуються:

$$X_{КНТ}, \eta_{пр.КНТ}, X_{КВТ}, \eta_{пр.КВТ}, \alpha_{КЗ}, \pi_{ТВТ}^*, \pi_{ТНТ}^*.$$

Система рівнянь нев'язок для двовального ТРД(Ф) з регульованим соплом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta f_1 = \frac{(1 + \Delta\bar{G}_{пер})}{G_{КВТ}} - \frac{G_{КНТ}}{G_{КВТ}}, \\ \Delta f_2 = \frac{(1 - \Delta\bar{G}_{від} - \Delta\bar{G}_{ox} + q_{II})}{G_{КВТ}} - \frac{G_{ГТВТ}}{G_{КВТ}}, \\ \Delta f_3 = \frac{(1 - \Delta\bar{G}_{від})}{G_{КВТ}} - \frac{G_{ГТНД}}{G_{КВТ}}, \\ \Delta f_4 = \frac{G_{КВТ} L_{КВТ}}{G_{ГТВТ} L_{ТВТ} \eta_{ТВТ}} - 1, \\ \Delta f_5 = \frac{G_{КНТ} L_{КНТ}}{G_{ГТНТ} L_{ТНТ} \eta_{ТНТ}} - 1, \\ \Delta f_6 = 1 - \frac{T_{Г}^*}{T_{ГЗ}^*}, \\ \Delta f_7 = 1 - \frac{n}{n_3}. \end{array} \right. \quad (2.32)$$

Для ТРДД_{ЗМ} (ТРДДФ) з регульованим соплом число невідомих визначається за формулою (2.30). Для ТРДД_{ЗМ} (ТРДДФ) $z_b = 1$, а $n = 5$. В якості незалежних змінних використовуються X_B , $\eta_{пр.В}$, $X_{КВТ}$, $\eta_{пр.КВТ}$, $\alpha_{КЗ}$, $\pi_{Т}^*$, а система рівнянь нев'язок має вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta f_1 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{nep} - \Delta \bar{G}_{vid} - \Delta \bar{G}_{ox} + q_{II})}{G_{KBT}} - \frac{G_{\Gamma T}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_2 = m \frac{L_{BII}}{L_{BI}} + 1 + \frac{G_{KBT} L_{KBT}}{G_I L_{BI}} - \frac{G_{\Gamma T} L_T \eta_T}{G_I L_{BI}}, \\ \Delta f_3 = 1 - \frac{p_{II}}{p_I}, \\ \Delta f_4 = 1 - \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma_3}^*}, \\ \Delta f_5 = 1 - \frac{n}{n_3}, \end{array} \right. \quad (2.33)$$

де m – ступінь двоконтурності ТРДД, L_{BII}/L_{BI} – відношення роботи вентилятора у зовнішньому контурі до роботи вентилятора у внутрішньому контурі, p_{II}/p_I – відношення статичних тисків зовнішнього та внутрішнього контурів на вході в камеру змішування.

Для двовального ТРДД_{ЗМ} (ТРДДФ) з регульованим соплом число незалежних змінних визначається за формулою (2.29). Для двовального ТРДД_{ЗМ} (ТРДДФ) $z_B = 2$, а $n = 7$. В якості незалежних змінних використовується X_B , $\Pi_{пр.В}$, X_{KBT} , $\Pi_{пр.КВТ}$, $\alpha_{КЗ}$, $\pi_{ТВТ}^*$, $\pi_{ТВ}^*$, а система рівнянь нев'язок має вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta f_1 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{nep} - \Delta \bar{G}_{vid} - \Delta \bar{G}_{ox} + q_{II})}{G_{KBT}} - \frac{G_{\Gamma ТВТ}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_2 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{nep} - \Delta \bar{G}_{vid} + q_{II})}{G_{KBT}} - \frac{G_{\Gamma ТВ}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_3 = \frac{G_{KBT} L_{KBT}}{G_{\Gamma ТВТ} L_{ТВТ} \eta_{ТВТ}} - 1, \\ \Delta f_4 = m \frac{L_{BII}}{L_{BI}} + 1 - \frac{G_{\Gamma ТВ} L_{ТВ} \eta_T}{G_I L_{BI}}, \\ \Delta f_5 = 1 - \frac{p_{II}}{p_I}, \\ \Delta f_6 = 1 - \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma_3}^*}, \\ \Delta f_7 = 1 - \frac{n}{n_3}. \end{array} \right. \quad (2.34)$$

Для тривального ТРДД_{ЗМ} (ТРДДФ) з регульованим соплом число незалежних змінних визначається згідно (2.29). Для тривального ТРДД_{ЗМ} (ТРДДФ) $z_B = 3$, а $n = 10$. В якості незалежних змінних використовується:

$$x_B, n_{np.B}, x_{KHT}, n_{np.KHT}, x_{KBT}, n_{np.KBT}, \alpha_{K3}, \pi_{TB}^*, \pi_{THT}^*, \pi_{TB}^*$$

а система рівнянь нев'язок має вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta f_1 = \frac{(1 + \Delta \bar{G}_{nep})}{G_{KBT}} - \frac{G_{KHT}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_2 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{vid} - \Delta \bar{G}_{ox} + q_{II})}{G_{KBT}} - \frac{G_{ГТВТ}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_3 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{vid})}{G_{KBT}} - \frac{G_{ГТHT}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_4 = \frac{(1 - \Delta \bar{G}_{vid})}{G_{KBT}} - \frac{G_{ГТВ}}{G_{KBT}}, \\ \Delta f_5 = \frac{G_{KBT} L_{KBT}}{G_{ГТВТ} L_{ТВТ} \eta_{ТВТ}} - 1, \\ \Delta f_6 = \frac{G_{KHT} L_{KHT}}{G_{ГТHT} L_{ТHT} \eta_{ТHT}} - 1, \\ \Delta f_7 = m \frac{L_{BII}}{L_{BI}} + 1 - \frac{G_{ГТВ} L_{ТВ} \eta_{ТВ}}{G_I L_{BI}}, \\ \Delta f_8 = 1 - \frac{p_{II}}{p_I}, \\ \Delta f_9 = 1 - \frac{T_{Г}^*}{T_{Г3}^*}, \\ \Delta f_{10} = 1 - \frac{n}{n_3}. \end{array} \right. \quad (2.35)$$

Для ТРДД система рівнянь нев'язок відрізняється від ТРДД_{ЗМ} тим, що до неї не входить рівняння з умовою $p_{II} = p_I$. Тому для ТРДД із регульованими соплами закон регулювання задається трьома рівняннями.

2.7 Математичні моделі режимів роботи ППРД і ТРДП, ТРДДФ та ТРДДФП на прямоточних режимах роботи

2.7.1 Математичні моделі елементів ППРД

Основними елементами ППРД є вхідний пристрій, дозвуковий дифузор перед камерою згоряння, камера згоряння та сопло.

Математичні моделі, вхідного пристрою та сопла аналогічні моделям, які представлені в підрозділі 2.6.1.

Коефіцієнт відновлення повного тиску в каналі дозвукового дифузора перед камерою згоряння задавався залежно від кута розкриття каналу γ та числа M на вході в канал на підставі даних роботи [29].

При моделюванні форсажної камери згоряння використовується математична модель, яка представлена у підрозділах 2.6.1. Коефіцієнт повноти згоряння не залежить від режиму роботи форсажної камери $\eta_{гф}$ і для досліджуваних схем ТПД задається постійною величиною з діапазону $\eta_{гф} = 0,9...0,95$ [25]. Таке припущення обґрунтовується тим, що прямоточний режим форсажної камери ТПД є розрахунковим. Потрібний діапазон стійкої роботи за складом суміші задавався згідно з рекомендаціями [25].

2.7.2 Математична модель ППРД

Для ППРД число невідомих $n = 2$. В якості незалежних змінних використовуються $q(\lambda)_в$, яка є функцією приведеної щільності потоку маси, та $\alpha_{кз}$ при $F_{кр} = \text{const}$, $F_{кр}$ і $\alpha_{кз}$ при $q(\lambda)_в = \text{const}$.

Система рівнянь нев'язок має вигляд:

$$\begin{cases} \Delta f_1 = (1 + q_{II}) - \frac{G_{кр}}{G}, \\ \Delta f_2 = 1 - \frac{T_{г}^*}{T_{гз}^*}. \end{cases} \quad (2.36)$$

Незалежно від того, чи регулюється проточна частина ППРД чи ні, ці змінні визначаються з однієї і тієї ж системи рівнянь нев'язок (2.36).

Відмінність у тому, що у першому випадку при $F_{кр} = \text{const}$ після розв'язання системи рівнянь (2.36) за $G_{кр}$ визначається G і $q(\lambda)_в$, а в другому випадку, коли сопло регульоване, за $q(\lambda)_в$ визначається G і $G_{кр}$ та за допомогою рівняння Христиановича $F_{кр}$.

Особливості математичних моделей елементів СУ з ТРДП, ТРДДФ і ТРДДФ_{II} на прямооточних режимах роботи враховуються за допомогою використання коефіцієнтів відновлення тиску у рівнянні Христиановича.

2.8 Особливості математичних моделей елементів ПРД на прямооточному режимі роботи

У роботі крім класичних схем ПРД розглядаються схеми турбопрямоточних двигунів: ТРДП, ТРДДФ та ТРДДФ_{II} з переходом на прямооточний режим роботи.

У схемах ТПД на прямооточних режимах роботи внутрішній контур перекритий (витрата робочого тіла в першому контурі $G_I = 0$).

ТРДП на прямооточному режимі – ППРД.

ТРДДФ_{II} і ТРДДФ_{ЗМ} на прямооточному режимі мають багато спільного з ППРД. Зокрема, термодинамічний цикл, робочі процеси у вхідному та вихідному пристроях, камері згорання, а також ті ж самі регулюючи фактори (РФ). В якості РФ ППРД використовуються витрата палива та площа критичного перерізу сопла. Допоміжним РФ є площа прохідного перерізу на виході із сопла.

Однак ТПД на прямооточному режимі мають особливості при їхньому математичному моделюванні [30, 31]:

1. Можлива наявність «дна» – частини поперечного перерізу двигуна, не зайнятого витікаючим струменем, що призводить до появи донного опору (ТРДП і ТРДДФ_{II}). Це може призводити до необхідності додатково регулювати площу прохідного перерізу на виході із сопла (ТРДП і ТРДДФ_{II}).

2. Наявність вентилятора перед камерою згорання, який може працювати в турбінному режимі або за нульової потужності у разі наявності поворотних робочих лопаток вентилятора (ТРДДФ_{II} і ТРДДФ).

3. Наявність втрат повного тиску при раптовому розширенні потоку на вході в камеру змішування (ТРДДФ).

Потрібний розгляд цих особливостей у методиці розрахунку ППРД.

2.8.1. Математична модель вентилятора на прямоточному режимі роботи ТРДДФ_{II} і ТРДДФ

При використанні робочих лопаток фіксованої геометрії на прямоточному режимі роботи ТРДДФ_{II} і ТРДДФ вентилятор може працювати лише у турбінному режимі.

Отримувана потужність витрачається на компенсацію втрат через тертя і вентиляційні втрати в тракті внутрішнього контуру, а також вона може використовуватися для приводу агрегатів і живлення бортових систем.

На турбінних режимах вентилятора при виконанні роботи повні параметри потоку (p^* і T^*) зменшуються.

Величини зменшення T^* і p^* залежать від потужності вентилятора на турбінному режимі $N_{B.T}$, що видно з формули

$$N_{B.T} = L_{B.T}^* \cdot G = c_p \cdot T_{BX}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{B.T}^{* \frac{k-1}{k}}} \right) \cdot \eta_{B.T}^* \cdot G = c_p \cdot (T_{BX}^* - T_{BII}^*) \cdot G, \quad (2.37)$$

де $L_{B.T}^*$ – величина роботи вентилятора на турбінному режимі, Дж / кг;

c_p – питома ізобарна теплоємність повітря, Дж / (кг·К);

T_{BX}^* – повна температура на вході у вентилятор, К;

$\pi_{B.T}^*$ – ступінь зниження тиску у вентиляторі, що працює на турбінному режимі;

k – показник адіабати для повітря;

$\eta_{B.T}^*$ – ККД вентилятора на турбінному режимі;

T_{BII}^* – повна температура на виході з вентилятора, К.

З рівняння (2.37) після перетворень можна отримати співвідношення повних тисків на виході та вході вентилятора та вираз для повної температури за вентилятором:

$$\frac{p_{BII}^*}{p_{BIX}^*} = \frac{1}{\pi_{B.T}^*} = \left(1 - \frac{N_{B.T} / G}{c_p \cdot T_{BIX}^* \cdot \eta_{B.T}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.38)$$

$$T_{BII}^* = T_{BIX}^* - \frac{N_{B.T} / G}{c_p}, \quad (2.39)$$

де p_{BII}^* – повний тиск на виході з вентилятора, Па;

p_{BIX}^* – повний тиск на вході у вентилятор, Па.

Збільшення потужності, що відбирається, призводить до зменшення p_{BII}^* і T_{BII}^* . Низьке значення ККД вентилятора на турбінному режимі через відривне обтікання решіток профілів посилює зменшення повного тиску.

Зменшення потужності призводить до збільшення $\frac{p_{BII}^*}{p_{BIX}^*}$, але і при нульовій

потужності вентилятора це співвідношення має низьке значення через відривне обтікання лопаток вентилятора.

Використання поворотних робочих лопаток вентилятора на прямоточному режимі дає можливість встановлювати лопаткові вінці у флюгерне положення, при якому обтікання лопаток вентилятора безвідривне, що забезпечує при нульовій потужності вентилятора незмінність повної температури та мінімальні втрати повного тиску (максимальне значення коефіцієнта відновлення повного тиску σ_B^*).

Для розрахунку втрат повного тиску у вентиляторі з поворотними лопатками необхідно визначити коефіцієнт відновлення повного тиску у кожному лопатковому вінці.

Сумарні втрати повного тиску в лопатковому вінці залежать від геометрії, профільних втрат, вторинних течій, кінцевих втрат, втрат на тертя, числа M та кута натікання потоку на вході у решітку:

$$\sigma_{lv}^* = 1 - \frac{\Delta p^*}{p_1^*} = 1 - \xi \cdot \frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2 = 1 - \xi \cdot (f(\lambda) - \pi(\lambda)), \quad (2.40)$$

де ξ – коефіцієнт втрат у лопатковому вінці, що залежить від геометрії лопатки, числа M та кута натікання потоку i .

Оскільки основну частку втрат вносять профільні втрати, коефіцієнт втрат у лопатковому вінці оцінювався як

$$\xi = \xi_{np} \cdot b, \quad (2.41)$$

де ξ_{np} – коефіцієнт профільних втрат у лопатковому вінці,

b – коефіцієнт, що враховує вторинні та кінцеві втрати, а також втрати на тертя диска. Величина коефіцієнта b задавалася на основі даних, представлених у [32]. Якщо прийняти, що $b = \text{const}$, то, з урахуванням незмінної форми лопаток, виходить

$$\xi = f(\lambda, i). \quad (2.42)$$

Таким чином, для кожного лопаткового вінця є чотири невідомі σ_{lv}^* , λ , ξ , i та два рівняння. Для n лопаткових вінців маємо $4n$ невідомих та $3n$ рівнянь, оскільки додається n рівнянь, які описують умови спільної роботи вінців та сопла – рівняння рівності витрат через лопаткові вінці та рівняння балансу витрат через вентилятор та сопло. Оскільки для вентилятора з поворотними лопатками можна прийняти припущення, що на режимі нульової потужності кут натікання на перший вінець дорівнює нулю і додавши залежність куту відставання потоку від геометричного кута виходу потоку лопаткового вінця та приведеної швидкості, маємо систему $4n$ рівнянь із $4n$ невідомими. Ця система має єдине рішення і дозволяє визначити коефіцієнти втрат повного тиску лопаткових вінців, числа M_1 перед лопатковими вінцями та кути натікання на лопаткові вінці.

Коефіцієнт відновлення повного тиску у вентиляторі визначається як

$$\sigma_B^* = \sigma_{лв1}^* \sigma_{лв2}^* \dots \sigma_{лвn}^* \quad (2.43)$$

За допомогою представленої методики проведена оцінка втрат повного тиску у вентиляторі на режимі нульової потужності як з фіксованою геометрією лопаткових вінців, так і з поворотними робочими лопатками.

Для двоступеневого вентилятора з поворотними робочими лопатками в режимі нульової потужності при $q(\lambda)_в = 0,4 \dots 0,6$ коефіцієнт відновлення повного тиску склав $\sigma_B^* \approx 0,997 \dots 0,992$, що суттєво менше, ніж для вентилятора з фіксованою геометрією лопаткових вінців, у якого $\sigma_B^* \approx 0,95 \dots 0,93$.

2.8.2. Математична модель робочого процесу сопла при наявності донного опору

Струмінь, що витікає із зовнішнього контуру, може мати кільцеподібну форму з утворенням так званого «дна». Тиск газу, що діє на «дно» p_d , відрізняється від атмосферного тиску p_n , що створює донний опір X_d

$$X_d = \int_{F_d} (p_n - p_d) dF, \quad (2.44)$$

де F_d – площа дна, m^2 .

Для визначення X_d необхідно визначити площу «дна» та тиск на ньому p_d .

Для знаходження донного тиску потрібно визначити тиск в дозвуковій порожнині, що утворюється всередині кільцевого надзвукового струменя, що витікає із зовнішнього контуру. При цьому картина течії схожа на течію у замкнутому сліді за уступом.

Взаємодія надзвукового потоку з циркуляційним дозвуковим потоком робить цю газодинамічну задачу надзвичайно складною. Методи розрахунку цієї задачі представлені в [33].

У математичній моделі першого рівня доцільно використовувати узагальнені експериментальні дані для замкнутого сліду за уступом, представлені в [33] у вигляді залежності відношення статичних тисків у дозвуковій порожнині p_d , і в надзвуковому струмені перед уступом p_1 від числа M_1 надзвукового потоку перед уступом $\frac{p_d}{p_1} = f(M_1)$. Ця залежність показана на рис. 2.2.

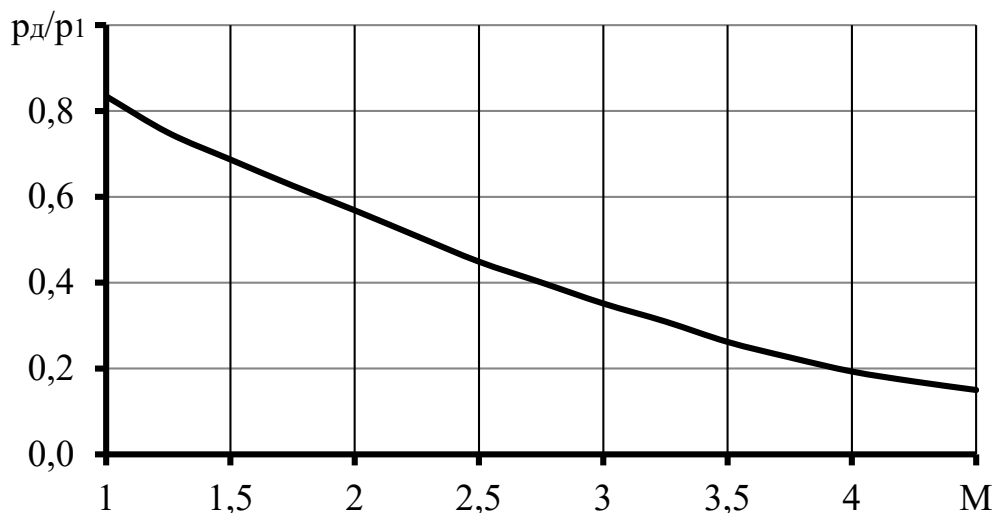


Рис. 2.2. Співвідношення тисків за уступом і в надзвуковому струмені при надзвуковому обтіканні уступу

Для визначення площі «дна» необхідно визначити геометричні розміри надзвукового струменя, що вимагає визначення кута повороту потоку δ (рис. 2.3).

Кут δ визначається за залежністю $\delta = f\left(\frac{p_d}{p_2^*}\right)$, яка наведена в [34], де p_2^* – повний тиск надзвукового струменя за уступом.

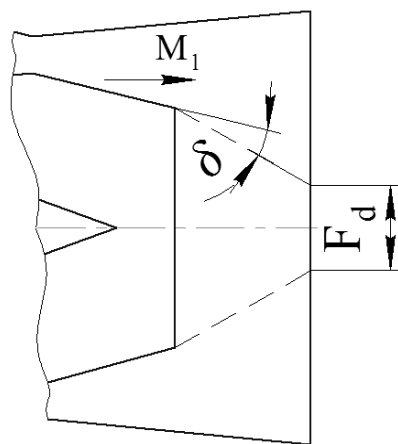


Рис. 2.3. Схема надзвукового обтікання уступу

З урахуванням викладеного пропонується наступна послідовність розрахунку донного опору:

1) за відомими витратами газу, повними параметрами потоку і площею прохідного перерізу сопла зовнішнього контуру в перерізі перед уступом визначається число M_1 потоку;

2) за відомим числом M_1 за допомогою залежності $\frac{p_0}{p_1} = f(M_1)$ визначається статичний тиск за уступом;

3) за відомим повним і статичним тиском надзвукового потоку за уступом за допомогою залежності $\delta = f\left(\frac{p_0}{p_2}\right)$ визначається кут повороту потоку за уступом;

4) шляхом геометричних побудов визначається площа «дна» F_d ;

5) визначається донний опір за формулою

$$X_d = (p_n - p_0) \cdot F_d. \quad (2.45)$$

Таким чином, отримана математична модель робочого процесу сопла, яка враховує можливу наявність донного опору при роботі СУ з ТРДП і ТРДДФП на прямоточному режимі.

2.8.3. Математична модель ТПД на прямоточному режимі

Математична модель робочого процесу ТРДДФ і ТРДДФ_{II} на прямоточному режимі заснована на математичній моделі ППРД, до якої додано підмоделі розрахунку додаткових втрат повного тиску у вентиляторі, раптового розширення та донного опору, описані вище у підрозділах 2.8.1 та 2.8.2. Для урахування втрат повного тиску, викликаних раптовим розширенням потоку на вході в камеру змішування ТРДДФ на прямоточному режимі, використовується узагальнена модель, що враховує нерівномірність розподілу швидкостей уздовж каналу, яка описана в роботі [35].

Модель розрахунку ТРДП на прямоточному режимі така сама, як і при розрахунку ППРД.

Для СУ с ТРДДФ і ТРДДФ_{II} на прямоточному режимі $\sigma_{вх}$ розраховується як добуток коефіцієнта відновлення повного тиску надзвукового вхідного пристрою на коефіцієнт відновлення повного тиску вентилятора σ_B^* . Крім того, для СУ с ТРДДФ_{II} на прямоточному режимі після розрахунку внутрішньої тяги R визначається ефективна тяга $R_{эф}$ з урахуванням донного опору.

2.9 Математичні моделі масових характеристик СУ

Маса СУ складається з маси двигуна та маси конструкції гондоли двигуна. Маса двигуна розраховується за узагальненою параметричною моделлю [36]. Перехід до маси силової установки здійснюється за допомогою коефіцієнта СУ.

Маса двигуна виражається рівнянням виду:

$$m_{дв} = (m_I + m_{II} + m_{К.ЗМ}) \cdot K_{pec} \cdot K_c, \quad (2.46)$$

де $m_I = B \cdot (G_1)_{нр.в.гг_0}^{c_1} \cdot \left[\left(\frac{\pi_{к\sigma}^*}{\pi_B^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{c_2} \cdot K_{Tr}$ – маса внутрішнього контуру двигуна

без вентилятора та турбіни вентилятора;

B, c_1, c_2 , – коефіцієнти для розрахунку маси ТРД(Д), які наведено у таблиці Б.1;

$$(G_{\epsilon_1})_{np.ГТ_0} = G_{\epsilon_1} \cdot \frac{1}{\pi_B^*} \cdot \sqrt{1 + (\pi_B^{*0,286})} \cdot \frac{1}{\eta_B^*} - \text{витрата повітря через внутрішній}$$

контур при $H = 0$, $M_H = 0$, яка приведена до стандартних атмосферних умов;

$$K_{T_r} \approx 1 + (T_{\Gamma_{\max}}^* - 1200) \cdot 2 \cdot 10^{-4} - \text{коефіцієнт збільшення маси ГТД за рахунок}$$

системи охолодження турбіни;

$$m_{II} = 2,86 \cdot G_{\epsilon\Sigma}^{0,903} \cdot m^{0,104} \pi_{\epsilon}^{*1,193} - \text{маса турбовентилятора та зовнішнього контуру};$$

$$m_{K.3M} = 2,32 \cdot G_{\epsilon\Sigma}^{0,903} - \text{маса камери змішування};$$

K_{pec} – коефіцієнт, що враховує зміну маси ГТД залежно від величини призначеного ресурсу. Для ГТД далеких військових та транспортних літаків – 1,0...1,07;

K_c – коефіцієнт, що враховує зміну маси ГТД залежно від року випуску [9].

При розрахунку ТРДДФ і ТРДДФ_{II} маса двигуна розраховується за формулою (2.46) із заміною маси $m_{K.3M}$ на масу форсажної камери, що визначається за формулою

$$m_{фк} = 2,9 \cdot G_{\epsilon\Sigma_0}. \quad (2.47)$$

Маса ТРД і ТРДП визначається за формулою (2.46) з урахуванням заміни $(G_1)_{np.гг_0}$ на G при розрахунку маси внутрішнього контуру. При розрахунку ТРД $\pi_B^*=1$ і $m_{II} = 0$.

Крім того, при розрахунку маси зовнішнього контуру ТРДП необхідно враховувати відсутність вентилятора та його турбіни та наявність камери згоряння. Конструкція такого типу схожа на конструкцію форсажної камери. Але при використанні співвідношення для розрахунку маси форсажної камери необхідно ввести коефіцієнт, що враховує співвідношення між довжиною зовнішнього контуру ТРДП l_{II} та довжиною форсажної камери $l_{ф.к}$

$$m_{II.ТРДП} = 2,9 \cdot G_{\epsilon\Sigma} \cdot \frac{l_{II}}{l_{ф.к}}. \quad (2.48)$$

Масовий коефіцієнт переходу від маси двигуна до маси СУ для надзвукових літаків із круглою гондолою $K_{CV} = 1,8$ [9].

У конструкції ГТД нового покоління для зниження маси СУ застосовується композитні матеріали [37]. При розрахунку маси двигуна цей факт враховується за допомогою коефіцієнта K_c . Коефіцієнт СУ з урахуванням зниження маси СУ за рахунок застосування композитних матеріалів приймається рівним $K_{cy} = 1,5$.

2.10 Метод чисельного інтегрування рівнянь руху ЛА

Вирішення системи диференціальних рівнянь, що описують рух ЛА, здійснюється чисельними методами. Існує багато різних методів чисельного інтегрування звичайних диференціальних рівнянь [38]. Найбільш популярними серед класичних явних однокрокових методів є методи Рунге-Кутта.

Метод Ейлера є методом Рунге – Кутта першого порядку точності. Цей метод застосовується вкрай рідко, оскільки для досягнення прийнятної точності потрібен малий крок інтегрування, і гарне наближення забезпечується тільки для перших точок [39, 40]. Тому на практиці застосовуються його модифікації.

Численні методи Рунге – Кутта третього і четвертого порядку точності є найбільш точними, але вони потребують більше обчислень на кожному кроці інтегрування, і як наслідок, обчислювальний час значно збільшується.

При вирішенні системи диференціальних рівнянь, що описують рух ЛА, найбільш широке поширення набув удосконалений метод Ейлера другого порядку точності [40, 41].

Таким чином, для збереження прийнятної точності одержуваних результатів без значного збільшення обчислювального часу рішення системи (2.5) доцільно здійснити шляхом використання вдосконаленого методу Ейлера (метод середньої точки) [42].

2.11 Метод оптимізації регульованих параметрів СУ

Метод вибору складу, параметрів робочого процесу режиму роботи СУ для надзвукового ЛА вимагає оптимізації регульованих параметрів (РП) СУ на двох етапах.

На етапі предиктора завдання зводиться до пошуку таких сполучень РП, які забезпечують мінімальну витрату палива для заданого діапазону швидкостей крейсерського польоту при забезпеченні тяги СУ ЛА. Максимальна кількість змінних (РП) для схем ПРД, що розглядаються, не перевищує трьох.

На етапі коректора задача оптимізації РП ускладнюється, оскільки на всіх ділянках польоту при інтегруванні рівнянь руху ЛА потрібна оптимізація регульованих параметрів у кожній точці профілю польоту з умови мінімуму витрати пального на елементарній ділянці траєкторії заданої довжини при забезпеченні потрібної тяги СУ ЛА. Максимальна кількість змінних для схем ПРД, як і на етапі предиктора, не перевищує трьох, проте тяга і швидкість польоту на елементарному ділянці траєкторії заданої довжини варіюються.

При оптимізації регульованих параметрів ГТД функція цілі залежить від багатьох змінних при наявності обмежень. При цьому функції цілі нелінійні. Крім того, функція цілі часто багатоекстремальна, тому переважно використовуються методи нелінійного програмування детермінованого пошуку [9, 43].

Методи детермінованого пошуку поділяються на методи:

- без використання похідної цільової функції за змінними, що варіюються;
- з використанням першої похідної цільової функції за змінними, що варіюються;
- з використанням другої похідної цільової функції за змінними, що варіюються.

Зазвичай для задач оптимізації регулюючих параметрів СУ використовуються метод без використання похідної цільової функції за змінними, що варіюються [43]. У методах без використання похідної найбільш поширені метод покоординатного спуску, метод сканування та симплекс метод. Детальний аналіз цих методів представлений у роботах [9, 43]. В роботі [9] зазначається, що метод покоординатного спуску має серйозний недолік – він не гарантує глобального екстремуму. Від цього недоліку вільний метод сканування, проте, незважаючи на свою надійність, він має надзвичайно низьку обчислювальну економічність. Більш економічним з обчислювальної точки зору та зі значно

більшою областю пошуку (на відміну від покоординатного спуску) є симплексний метод [43, 44]. Цей метод успішно застосовувався у різних завданнях під час проектування ПРД [44 – 46]. У зв'язку з цим, як на першому, так і на другому етапі методу, що розробляється, задачу оптимізації регулюючих параметрів СУ доцільно здійснити за допомогою симплекс методу.

2.12 Метод чисельного розв'язання систем нелінійних рівнянь математичних моделей режимів роботи ГТД

У математичній моделі ГТД організація обчислювального процесу заснована на формалізації алгоритму. Переваги такого методу описані в [47]. Метод зводиться до пошуку розв'язання системи рівнянь (підбір таких значень невідомих, за яких нев'язки наближаються до нуля із заданою точністю $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-4}$ [47]), які визначають режим роботи ГТД. Критерієм збіжності до вирішення є середньоквадратичне відхилення нормованих нев'язок всіх рівнянь

$$N = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta f_i^2}, \quad (2.49)$$

де n – число рівнянь, Δf_i – нормоване значення i -й нев'язки.

Для вирішення систем визначальних рівнянь використовується комбінований метод. Початкова мінімізація норми здійснюється методом прямого пошуку [48], а після виконання умови $N \leq 4\varepsilon$ використовується модифікований метод Ньютона [48]. Рішення вважається досягнутим, якщо $N \leq \varepsilon$.

2.13 Висновки до другого розділу

1. Запропоновано декомпозицію складної комплексної задачі параметрів профілю польоту, ЛА та СУ на чотири складові, що дозволяє, уникаючи комплексного вирішення питань аеродинаміки, конструкції ЛА та теорії ПРД, вибрати вектори параметрів задач за заданим критерієм, а наступна композиція

моделей процесу дозволяє оптимізувати не тільки склад і параметри СУ та режим крейсерського польоту, а також параметри ЛА та профілю польоту.

2. Розроблено двоступеневий метод вибору найвигіднішого складу і параметрів робочого процесу СУ з оптимізацією її параметрів на всіх режимах роботи на основі критерію мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА.

3. Отримано математичну модель, яка описує рух ЛА на всіх ділянках профілю польоту. Особливістю моделі є опис крейсерської ділянки польоту системою нелінійних алгебраїчних рівнянь. Для вирішення системи диференціальних рівнянь, що описує рух ЛА на ділянках виходу на крейсерський режим та зниження, обрано вдосконалений метод Ейлера. У процесі розв'язання системи рівнянь, що описує рух ЛА на всіх ділянках профілю польоту, реалізується оптимізація регулюючих параметрів СУ з метою забезпечення мінімальної питомої витрати палива при заданій тязі, що здійснюється за допомогою симплекс методу.

4. Для ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту використано математичну модель розрахунку його аеродинамічних характеристик, необхідну для вирішення систем рівнянь, що описують рух ЛА. Ця модель забезпечує моделювання аеродинамічних характеристик у діапазоні чисел $M_{П} = 0...4$.

5. Удосконалено математичну модель робочого процесу камери згоряння, яка неявно враховує вплив дисоціації молекул на ентальпію шляхом використання експериментальних даних для теплоємності газів залежно від температури та тиску.

6. Удосконалено математичні моделі робочого процесу ТРДДФ, ТРДДФ_П, і ТРДП на прямоточних режимах шляхом урахування наявності вентилятора у проточній частині зовнішнього контуру, раптового розширення потоку на вході в камеру змішування та донного опору

2.14 Література до другого розділу

1. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Підходи до визначення складу силової установки для літального апарату зі швидкостями польоту $M_{П} = 0...4$. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.
2. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Метод вибору складу і режиму роботи силової установки, режиму роботи для літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології*. 2020. № 88. С. 51–61. DOI: <https://doi.org/10.32620/oikit.2020.88.04>.
3. Numerical Recipes: The Art of Scientific Computing / Press W.H. and other. : 3rd. edition. New York : Cambridge University Press, 2007. 1235 p.
4. Shevchenko M. A. Composition and Operation Mode of Propulsion with Turbojet Engine for $M=0...4$ Supersonic Aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVIII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2020, 28 – 30 жовтня. 2020 р.: у 5 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2020. С. 348.
5. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 / Morgenstern J. and other. *NASA Report*. 2015. Report id: CR – 2015-218719. 396 P. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837>
6. Kislov O.V, Shevchenko M.A. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. № 3 (3 (111)). P. 6–14. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850>
7. Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов / Бочкарев А. Ф. и др.; под общ. ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. Москва : Машиностроение, 1985. 360 с.
8. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н. Моделирование полёта летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего

процесса газотурбинных двигателей. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2012. т. 14, №1(2). С 491–494.

9. Югов О. К., Селиванов О. Д. Основы интеграции самолета и двигателя: книга. Москва : Машиностроение, 1989. 304 с.

10. Павленко Г. В. Математическое моделирование авиационных ГТД при исследовании их эксплуатационных характеристик: учеб. пособ. Харьков : Харьк. авиац. ин-т, 1986. 123 с.

11. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Акимов В. М. и др.; под ред. С. М. Шляхтенко. Москва : Машиностроение, 1987. 568 с.

12. Федоров Р. М., Альбом характеристик компрессоров. Москва : Издательство ВВИА им. Жуковского, 1981. 181 с.

13. Основы проектирования газотурбинных двигателей и установок / Васильев Б.П. и др. Харьков : Контраст, 2005. 376 с.

14. Kislov O.V., Ambrozhevich M.V., Shevchenko M.A. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. №2 (8 (110)), P. 23–30. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.229515>

15. Шевченко М. А. Спосіб підвищення точності розрахунку питомої витрати палива при розрахунку характеристик ГТД. *XXV - міжнародний конгрес двигунобудівників*: матеріали Конгресу. Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авиац. ін-т». 2020. С 53.

16. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Турбиностроение». Изд. 3-е, перераб. И доп. Москва : Машиностроение, 1984. 280 с.

17. Ильичев, Я. Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей. М. : Центральный институт авиационного моторостроения, 1975. 126 с.

18. Теория авиационных двигателей: учеб. для вузов / Нечаев Ю. Н. и др. ; под ред. Ю. Н. Нечаев. Москва : Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.

19. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності компонент

повітря та продуктів згорання з урахуванням впливу тиску і ефекту термічної дисоціації. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2019. № 1(153). С. 4–17. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.1.01>.

20. Ambrozhevich M. V., Shevchenko, M. A. (2019) Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation *Aerospace technic and technology*. 2019. № 2(154). P. 18–29. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.2.02>

21. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності продуктів згорання. *Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ 2017* : матеріали Всеукр. научн. – техн. конф., 31 жовтня – 3 листопада 2017 р. Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. С. Жуковського «ХАІ», 2017. Том 1. С. 124.

22. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вплив тиску та ефекту термічної дисоціації на питому ізобарну теплоємність продуктів згорання. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали ХХVI міжн. наук. – практ. конф. MicroCAD-2018, 16 – 18 травня 2018 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2018. С. 226.

23. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вирази середньої питомої ізобарної теплоємності компонентів продуктів згорання вуглеводневих палив як функції температури та тиску з урахуванням ефекту термічної дисоціації. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали ХХVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.

24. Борисенко А. И. Газовая динамика двигателей. Москва : ОБОРОНГИЗ, 1962. 795 с.

25. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. Москва : Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990. 703 с.

26. Нечаев Ю.Н. Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2. Москва : Машиностроение, 1978. 336 с.

27. Герасименко В.П. Теорія авіаційних двигунів : підручник. Харків:

Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2003. 199 с.

28. ISO 2533:1975. Standard Atmosphere. [Publication date 1975-05]. The International Organization for Standardization, 1975. 108 p.

29. Fundamentals of Gas Dynamics : editor Emmons H. W. Princeton, New Jersey Princeton University Press, 1958. 784 p.

30. Кіслов О. В., Шевченко М.А. Особливості розрахунку та регулювання двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі в прямоточному режимі роботи. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2020. № 6(166). С. 15–23. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2020.6.02>.

31. Розробка та удосконалення методів математичного моделювання газотурбінних двигунів, турбомашин та турбоустановок різного призначення: звіт про НДР (заключн.) / Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»; кер. Л.Г. Бойко; викон.: М.А. Шевченко та ін. (№ держреєстру: 0118U001842 від 01.12.2020 року). Харків, 2020. 198 с.

32. Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т., Теория и расчет авиационных лопаточных машин. Москва : Машиностроение, 1986. 432 с.

33. Гогиш Л. В., Степанов Г. Ю. Турбулентные отрывные течения. Москва: Наука, 1979. 368 с.

34. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика Москва : Наука, 1976. 888 с.

35. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. Москва : Госэнергоиздат, 1953. 544 с.

36. Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ : метод. указания / Кулагин В.В. и др. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 40 с.

37. Карелин О.О., Колтырина К.Ю. Применение композиционных материалов в авиадвигателестроении. Вестник *Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева*. 2015. № 2(33). С 53–59.

38. Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В., Вычислительные методы для инженеров. Москва : Высшая школа, 1994. 544 с.

39. Медведева Н.В., Скрыга Е.С. Сравнение численных методов решения задачи коши для обыкновенных дифференциальных уравнений. *Международный студенческий научный вестник*. 2018. № 2. URL: <https://eduherald.ru/ru/article/view?id=18343> (дата обращения: 15.12.2021).
40. Таран В.Н., Михайличенко Д.А. Оценка точности методов решения дифференциального уравнения пространственного движения беспилотных летательных аппаратов. *Вестник Ростовского государственного университета путей сообщения*. 2019. №1. С. 149–154.
41. Анализ траекторий полета летательного аппарата с прямоточным воздушно – реактивным двигателем / Фомин В. М., Аульченко С.М., Звегинцев В.И., Устинов Л.А. *Прикладная механика и техническая физика*, 2014. № 6, т. 55. С. 35–42.
42. Корн Г., Корн.Т. Справочник по математике (для научных работников и инженеров) : под ред. Физматгиз. Москва : Наука, 1977. 832 с.
43. Кривошеев И. А., Хохлова Ю. А., Завьялов Р. А. Разработка универсального программного комплекса для решения задач по оптимизации параметров и проточной части ГТД с использованием моделей, имеющих закрытый код. *Вестник УГАТУ*. 2012. № 5 (50), т. 16. С. 3 – 12.
44. Герасименко, В.П. Математические методы планирования испытаний воздушно-реактивных двигателей : учеб. пособие. Харьков : ХАИ, 1982. 105 с.
45. Испытание авиационных двигателей : межвузовский научный сборник. Уфа : УАИ, 1975. Вып. 3. 216 с.
46. Шелковский, М. Ю. Метод аэродинамической оптимизации лопаточных венцов компрессора. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. № 8 (105). С. 108–115.
47. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. Москва : Машиностроение, 1979. 432 с.
48. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. Москва: Мир, 1975. 536 с.

РОЗДІЛ 3 ВЕРИФІКАЦІЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ РОЗРОБЛЕНОГО МЕТОДУ

Розроблений метод складається з низки моделей та методів. Тому достовірність результатів розрахунків розробленого методу ґрунтується на їх верифікації.

Верифікації вимагають моделі, розроблені безпосередньо в дисертації, оцінка достовірності моделей інших авторів, що використовуються у розробленому методі, наведена у їх роботах.

Оцінка достовірності математичних моделей руху ЛА та його аеродинамічних характеристик виконується шляхом зіставлення результатів розрахунку з даними роботи [1].

Верифікація точності розрахунку відносної витрати пального виконана шляхом порівняння з відомими експериментальними даними по камері згоряння двигуна CF6-80A фірми «General Electric» (США) [2, 3].

Верифікація математичної моделі ППРД здійснювалася шляхом порівняння результатів розрахунку з даними роботи [4].

3.1 Оцінка достовірності моделей аеродинамічних характеристик і рівнянь руху літального апарата

3.1.1 Оцінка достовірності моделювання аеродинамічних характеристик

Оцінка достовірності математичної моделі аеродинамічних характеристик виконується шляхом зіставлення результатів моделювання поляр ЛА для надзвукових швидкостей польоту з даними роботи [1]. Зіставлення цих залежностей показано на рис. 3.1.

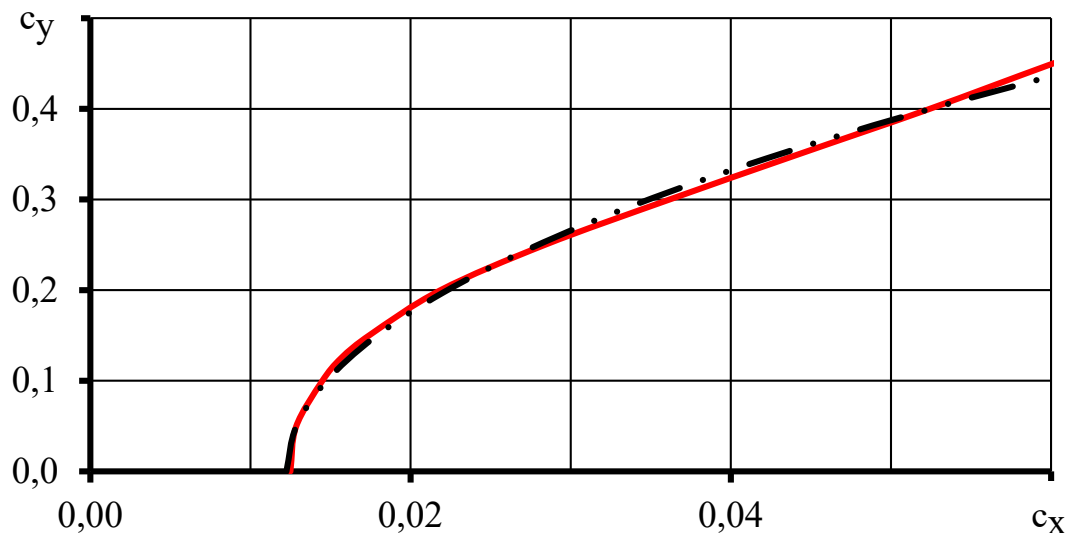


Рис. 3.1. Зіставлення результатів розрахунку поляр літака для числа $M_{\Pi} = 1,7$ з даними роботи [1]: — — — — — дані роботи [1]; — . . — розрахункові значення

З рис. 3.1 видно, що похибка розрахунку становить менше 2 %.

3.1.2 Оцінка достовірності розв'язання рівнянь руху літального апарата на ділянці виходу на крейсерський режим польоту

Рух літака на ділянці виходу на крейсерський режим польоту описується системою диференціальних рівнянь, що потребує чисельного рішення.

Чисельне вирішення диференціальних рівнянь удосконаленим методом Ейлера вимагає методологічних досліджень щодо визначення кроку інтегрування, що забезпечує незмінність розв'язання.

Незмінність рішення системи оцінювалася за відносним часом і відотною масою палива, які потрібні для виходу на крейсерський режим польоту. Результати цих досліджень представлені на рис.3.2.

3.1.3 Оцінка достовірності розв'язання рівнянь руху літального апарата на крейсерській ділянці польоту

Оцінка достовірності розв'язання рівнянь руху виконувалася шляхом зіставлення результатів розрахунку аеродинамічної якості ЛА на крейсерському режимі, що залежить від числа M_{II} і кута атаки ЛА, с даними [1]. Зіставлення цих результатів показано на рис. 3.3.



Рис. 3.3. Зіставлення результатів розрахунку K с даними NASA: ■ – дані роботи NASA; — – розрахункові значення K

З рисунку 3.3 видно, що відмінність отриманих результатів порівняно з даними роботи [1] становить менше 0,5 %.

3.2 Верифікація методики розрахунку відносної витрати пального

Верифікація методики розрахунку q_{II} здійснювалася шляхом порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними, отриманими при випробуванні камери згоряння двигуна CF6-80A на різних режимах [2]. Ці результати представлені в таблиці В.1. Втрати повного тиску в камері згоряння двигуна CF6-80A наведені у роботі [3].

При проведенні досліджень в якості палива використовувався авіаційний гас узагальненої формули ($C_{7,15}H_{14,6}S_{0,00628}$ (табл. В.1, масова частка сірки за ASTM D1655-20d [5] не повинна перевищувати 0,3 %). Молярна маса такої молекули гасу становить 100,79 кг/кмоль, а елементарний склад гасу представлений у табл. В.2.

Атмосферне повітря представлялося у вигляді суміші газів, поданих у табл. В.3.

Відносна витрата палива обчислювалася трьома способами:

– за допомогою розробленої методики розрахунку, заснованої на використанні ентальпії $h(T, p, q_{II})$, яка обчислюється за допомогою середньої за температурою та тиском питомої ізобарної теплоємності $c_{раa}(T, p, q_{II})$ [6, 7];

– за допомогою розробленої методики розрахунку, заснованої на використанні ентальпії $h(T, p, q_{II})$, яка обчислюється за допомогою питомої ізобарної теплоємності $c_{ра}(T, p, q_{II})$, що визначається шляхом осереднення за температурою при постійному тиску [8, 9]. Величина тиску відповідала умовам на вході до камери згоряння;

– за допомогою методики розрахунку, яка представлена у роботі [10]. У цій методиці використовується залежність ентальпії у вигляді $h(T, q_{II})$.

Відносна похибка визначення q_{II} розраховувалася за формулою

$$\delta q_{II} = \frac{(q_{II})_p - (q_{II})_{експ}}{(q_{II})_{експ}} 100 \%, \quad (3.3)$$

де $(q_{II})_p$ – відносна витрата палива, отримана в результаті розрахунку; $(q_{II})_{експ}$ – відносна витрата палива, отримана в результаті експерименту.

Порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними представлено на рис. 3.4.

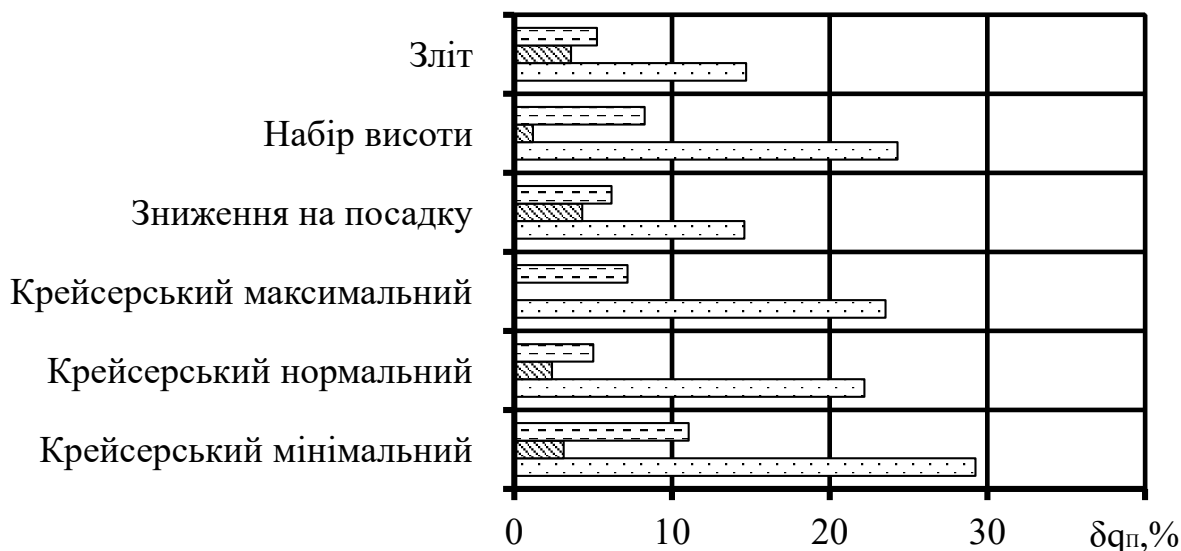


Рис. 3.4. Порівняння результатів розрахунку відносної витрати палива з експериментальними даними: – відносна похибка розрахунку з урахуванням зміни температури та тиску $c_{раа}(T, p, q_{п})$; – відносна похибка розрахунку з урахуванням зміни температури при тиску, величина якого відповідає умовам на вході до камери згоряння $c_{ра}(T, p, q_{п})$; – відносна похибка розрахунку з використанням залежностей $h(T, q_{п})$

З рис. 3.4 видно, що середня відносна похибка розрахунку:

– з використанням значення ентальпій у вигляді $h(T, q_{п})$ [8], складає $\delta q_{п} = 14 \dots 29 \%$;

– з використанням ентальпій, розрахованих за допомогою питомої теплоємності, що осереднена за температурою при постійному тиску $c_{ра}$

$$\Delta h_i^*(T) = h_0(T_0) + \int_{T_0}^T c_p(T, p) dT = h_0(T_0) + c_{ра} \cdot (T_i^* - T_0), \quad (3.4)$$

складає близько $\delta q_{п} = 5 \dots 11 \%$. Тут T_i^* , К – температури виходу T_r^* або входу T_k^* до камери згоряння; $T_0 = 298$ К – температура, прийнята за базову в задачах термодинаміки, для якої відомі стандартні ентальпії утворення речовин;

– з використанням ентальпій, розрахованих за допомогою питомої теплоємності, що осереднена за температурою та тиском $c_{раа}$

$$\Delta h_i^* = c_{p_{adi}} \cdot (T_i^* - T_0) = \frac{1}{p_i - p_0} \int_{p_0}^{p_i} \left(\int_{T_0}^{T_i^*} c_p(T, p) dT \right) dp, \quad (3.5)$$

складає $\delta q_{II} = 0 \dots 4,3 \%$.

Таким чином, запропонована методика розрахунку q_{II} суттєво підвищує точність визначення відносної витрати пального ГТД у порівнянні зі способами, що використовують $h(T, q_T)$.

Отримана відносна похибка $\delta q_{II} = 0 \dots 4,3 \%$ може бути пояснена як похибкою розрахунку, так і похибкою експерименту.

3.3 Оцінка достовірності моделі розрахунку параметрів ППРД

Оцінка достовірності моделі розрахунку характеристик ППРД оцінювалася шляхом зіставлення результатів розрахунку швидкісних характеристик з даними роботи [4]. Для адекватності порівняння при розрахунку відносної витрати палива використовувалися значення ентальпії на вході та виході з камери згоряння, представлені у цій роботі. Зіставлення цих залежностей показано на рис. 3.5.

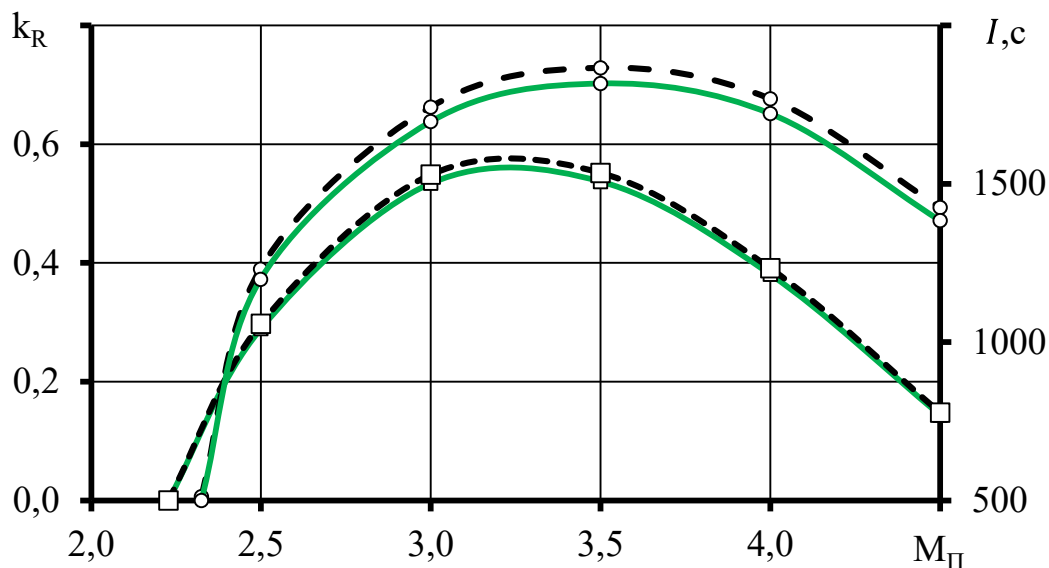


Рис. 3.5. Зіставлення результатів розрахунку швидкісних характеристик ППРД з даними роботи [4]: \square – k_R ; \circ – I ; ———— – дані роботи [4];

----- – розрахункові значення

Коефіцієнт тяги k_R та питомий імпульс I розраховуються як

$$k_R = \frac{R}{\frac{k}{2} \cdot p_H \cdot M_{\Pi}^2 \cdot F_C}, \quad (3.6)$$

$$I = \frac{3600}{g \cdot C_R}. \quad (3.7)$$

З рис. 3.5 видно, що похибка розрахунку становить менше 3 %. Джерелом похибки є деякі методичні відмінності у способі врахування втрат повного тиску.

3.4 Оцінка достовірності методу оптимізації регулюючих параметрів СУ

Оцінка достовірності результатів оптимізації виконувалася для СУ з ТРДД при швидкості крейсерського польоту $M_{\Pi} = 2$.

Перевірка результатів оптимізації проводилася наступним чином, один із регульованих параметрів відхилявся на кілька відсотків, а інші параметри підбирався таким чином, щоб забезпечити потрібну тягу. Якщо спостерігався приріст C_R або запас стійкості компресора ΔK_y становив менше 5%, то результат оптимізації вважався вірним.

Для двоконтурного турбореактивного двигуна зі змішуванням потоків є два регулюючих параметра: відносна частота обертання компресора низького тиску

$$\bar{n}_{\text{КНТ.взл}} = \frac{n_{\text{КНТ}}}{n_{\text{КНТ.взл}}} \text{ та відносна температура газу } \bar{T}_\Gamma^* = \frac{T_\Gamma^*}{T_{\Gamma.взл}^*}.$$

Для перевірки симплекс-методу потрібна тяга СУ підбиралася за допомогою варіювання цих параметрів.

При цьому значення $\bar{n}_{\text{КНТ.взл}}$ задавались, а значення \bar{T}_Γ^* підбиралась. Результати оцінки достовірності оптимізації регулюючих параметрів двоконтурного турбореактивного двигуна зі змішуванням потоків представлені у таблиці 3.1.

Результати оцінки достовірності методу оптимізації регулюючих параметрів

ТРДД зі змішуванням потоків

$\bar{n}_{КНТ.63л}$	0,91	0,9	0,93
$\bar{T}_Г^*$	1	0,99	0,989
$\bar{n}_{КВТ.63л}$	0,9758	0,9822	0,9854
m	0,98	0,96	1,1
$\bar{G}_{КВТ.нр} = \frac{G_{КВТ.нр}}{G_{КВТ.нр.р}}$	0,88	0,9	0,9185
$\bar{G}_{КНТ.нр} = \frac{G_{КНТ.нр}}{G_{КНТ.нр.р}}$	0,6384	0,628	0,727
$\pi_{ТВТ}^*$	1,2	1,202	1,209
$\pi_{ТНТ}^*$	1,319	1,315	1,371
$\eta_{КВТ}^*$	0,8997	0,8982	0,8967
$\eta_{КНТ}^*$	0,8869	0,8873	0,8794
$\Delta K_{у.КВТ}, \%$	25,98	28,46	27,74
$\Delta K_{у.КНТ}, \%$	19,32	20,15	38,04
$C_R, \text{кг}/(\text{Н}\cdot\text{Г})$	0,1403	0,1413	0,1408

У разі ТРДД з роздільним витіканням із контурів число регульованих параметрів відповідає трьом – $\bar{T}_Г^*$, $\bar{n}_{КНТ.63л}$ і $\bar{n}_{КВТ.63л} = \frac{n_{КВТ}}{n_{КВТ.63л}}$. Для оцінки достовірності правильності вибору регульованих параметрів застосовувався наступний підхід: відхилялася частота обертання компресору низького тиску на два відсотки, як у меншу, так і більшу сторону. При цьому частота обертання компресора високого тиску також відхилялася в дві сторони, а потрібна тяга забезпечувалася підбором $T_Г^*$. Результати оцінки достовірності оптимізації регулюючих параметрів ТРДД з роздільним витіканням із контурів представлені у таблиці 3.2.

Результати оцінки достовірності оптимізації регулюючих параметрів ТРДД
з роздільним витіканням із контурів

$\bar{n}_{КНТ.63л}$	1,04	1,02	1,02	1,06	1,06
$\bar{n}_{КВТ.63л}$	1,041	1,042	1,042	1,04	1,04
$\bar{T}_Г^*$	0,985	0,998	1,005	0,968	0,985
$\bar{F}_{КР.ІІ}$	0,785	0,76	0,82	0,76	0,82
m	0,49	0,47	0,49	0,49	0,51
$\bar{G}_{КВТ.нр}$	0,909	0,911	0,922	0,895	0,911
$\bar{G}_{КНТ.нр}$	0,790	0,749	0,765	0,816	0,749
$\pi_{КВТ}^*$	2,663	2,686	2,76	2,565	2,675
$\pi_{КНТ}^*$	3,918	3,818	3,656	4,172	3,931
$\eta_{КВТ}^*$	0,8656	0,866	0,8663	0,8641	0,8657
$\eta_{КНТ}^*$	0,8638	0,8491	0,8727	0,8552	0,8773
$\pi_{ТВТ}^*$	1,727	1,726	1,726	1,727	1,727
$\pi_{ТНТ}^*$	2,384	2,305	2,201	2,596	2,455
$\Delta K_{y.КВТ}, \%$	32,06	31,53	30,4	33,72	31,87
$\Delta K_{y.КНТ}, \%$	5,029	1,275	8,078	2,862	11,74
$C_R, \text{кг}/(\text{Н}\cdot\text{Г})$	0,1436	0,1439	0,1441	0,1442	0,1446

З результатів розрахунків, представлених у таблицях 3.1 та 3.2, видно, що за допомогою симплекс методу можна визначити значення регульованих параметрів, які забезпечують мінімум питомої витрати палива при заданій потрібній тязі та коефіцієнтах стійкої роботи компресорів.

3.5 Висновки до третього розділу

1. Проведено верифікацію достовірності математичної моделі аеродинамічних характеристик шляхом зіставлення результатів розрахунку з характеристиками заданого ЛА. Похибка визначення аеродинамічних характеристик ЛА від наявних даних складає менш ніж 2 %.

2. Виконані методичні дослідження вибору кроку інтегрування при вирішенні рівнянь руху ЛА. Вибрано відносний крок інтегрування $\Delta \bar{f}_{63л} = 0,0417$,

який забезпечує незмінність рішення щодо часу та відносної маси палива, які витрачаються на ділянку виходу на крейсерський режим польоту.

3. Результати моделювання режиму крейсерського польоту дозволили визначити параметри ЛА, які відрізняються від наявних результатів менш ніж на 0,5 %.

4. Верифікація методики розрахунку відносної витрати пального виконана шляхом зіставлення результатів розрахунку і результатів експериментальних випробувань камери згоряння двигуна CF6-80A. Використання ентальпії, як залежності $h(T, p, q_{II})$ дозволило зменшити δq_{II} до 0...5 % залежно від режиму роботи.

5. Оцінка достовірності моделі розрахунку характеристик ППРД виконувалася шляхом порівняння швидкісної характеристики ППРД із опублікованими даними. Відмінність результатів моделювання становить менше 3 %.

6. Оцінка достовірності правильності вибору регульованих параметрів, що забезпечують мінімум питомої витрати палива при заданій потрібній тязі і коефіцієнтах стійкої роботи компресорів обраним методом оптимізації, здійснювалася шляхом зіставлення результатів оптимізації з примусово відхиленими від оптимальних регульованими параметрами. Результати порівняння показують, що симплекс метод забезпечує вибір найвигіднішого поєднання регульованих параметрів при заданих обмеженнях.

3.6 Література до третього розділу

1. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 / Morgenstern J. and other. *NASA Report*. 2015. Report id: CR – 2015-218719. 396 P. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837>

2. Dodds W.J., Ekstedt E.E., Bahr D.W. Methanol Combustion in a CF6-80A Engine Combustor. AIAA/SAE/ASME 19th Joint Propulsion Conference, June 27-29. 1983. Washington : Seattle. Article ID: AIAA-83-1138. 1983.

3. NASA/General Electric Broad-Specification Fuels Combustion Technology Program - Phase I Results and Status / Dodds W.J., Ekstedt E.E., Bahr, D.W., Fear, J.S.

AIAA/SAE/ASME18th Joint Propulsion Conference, June 21-23. 1982. Ohio : Cleveland. Article ID: AIAA-82-1089. 1982.

4. Bondaryuk M. N, Il'yashenko S. M. Ramjet engines : Gosudarstvennoye Izdatel'stvo Oboronnoy Promyshlennosti. Moscow, 1958. 451 p. Available at: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/AD0607169.pdf> (Last accessed 25.08.2021).

5. ASTM D1655-20d. Standard Specification for Aviation Turbine Fuels, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. 21 p. DOI: <http://dx.doi.org/10.1520/d1655>

6. Kislov O.V., Ambrozhevich M.V., Shevchenko, M.A. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. №2 (8 (110)), P. 23–30. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.229515>

7. Шевченко М. А. Спосіб підвищення точності розрахунку питомої витрати палива при розрахунку характеристик ГТД. *XXV - міжнародний конгрес двигунобудівників: матеріали Конгресу*. Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т». 2020. С 53.

8. Ambrozhevich M. V., Shevchenko, M. A. (2019) Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation *Aerospace technic and technology*. 2019. № 2(154). P. 18–29. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.2.02>

9. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вирази середньої питомої ізобарної теплоємності компонентів продуктів згоряння вуглеводневих палив як функції температури та тиску з урахуванням ефекту термічної дисоціації. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХПІ», 2019. С. 368.

10. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Малинина Н.С. Метод и подпрограмма расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. *Руководящий техн. материал авиационной техники*. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные и газотурбинные. 1983. 68 с.

РОЗДІЛ 4 ЗАКОНОМІРНОСТІ ЗМІНИ СКЛАДУ І ПАРАМЕТРІВ СУ ВІД ШВИДКОСТІ НАДЗВУКОВОГО КРЕЙСЕРСЬКОГО ПОЛЬОТУ

За допомогою розробленого методу встановлені закономірності зміни суми відносних мас палива і параметрів СУ в залежності від швидкості надзвукового крейсерського польоту та виконано їх аналіз. Їх особливістю є спільне розглядання різних складів СУ в широкому діапазоні швидкостей польоту ($M_{П} = 1,5 \dots 4$) при встановленій трансокеанській дальності польоту. Отримано і проаналізовано залежності оптимальних з точки зору мінімуму маси палива і СУ параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі польоту і значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу СУ на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Спільне розглядання отриманих залежностей дозволило сформулювати рекомендації щодо вибору складу СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю за критерієм мінімуму маси палива і СУ. Розроблений метод застосовано для профілю польоту, геометричних, масових і аеродинамічних характеристик ЛА та швидкості надзвукового крейсерського польоту $M_{П} = 3,2$. За критерієм мінімуму маси палива і СУ визначені конкуруючі СУ, їхні параметри робочого процесу та сума мас палива і СУ.

4.1 Етап предиктора

На етапі предиктора відбувається вибір складу і параметрів робочого процесу СУ за крейсерською ділянкою польоту з урахуванням ділянок виходу на крейсерський режим і зниження за допомогою емпіричних коефіцієнтів, що враховують витрату палива на цих ділянках.

4.1.1 Вихідні дані

В якості вихідних даних задавалися профіль польоту, аеродинамічні, геометричні та масові характеристики пасажирського літака для надзвукових трансокеанських польотів, злітна тяга двигуна, швидкість крейсерського польоту,

потенційний діапазон чисел $M_{П}$ надзвукового крейсерського польоту, відносні маси палива, що витрачаються на зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості, зниження і посадку та навігаційний запас [1, 2].

На рис. 4.1 показаний геометричний вид літака. На рис. 4.2 показано поляри літака для різних швидкостей польоту. У таблиці 4.1 наведено параметри профілю польоту.

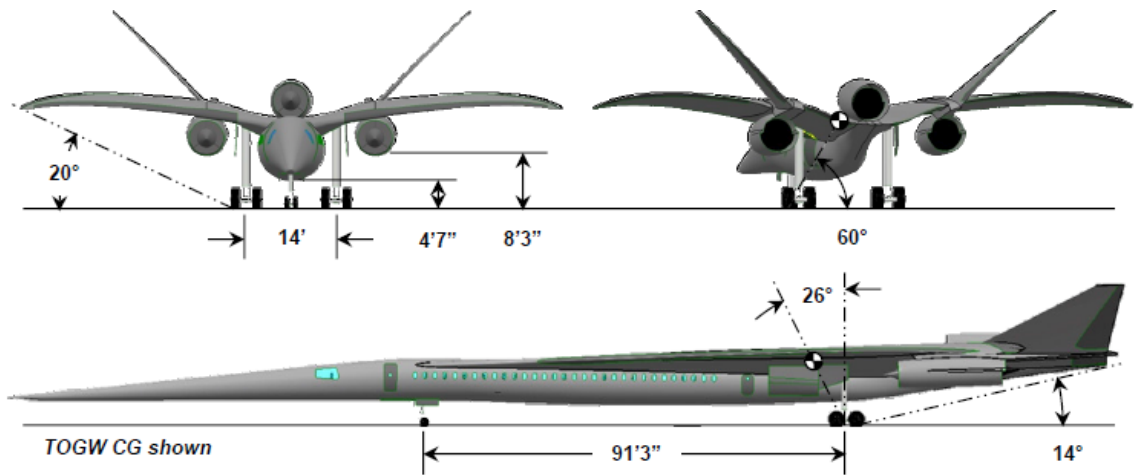


Рис. 4.1. Геометричний вигляд літака

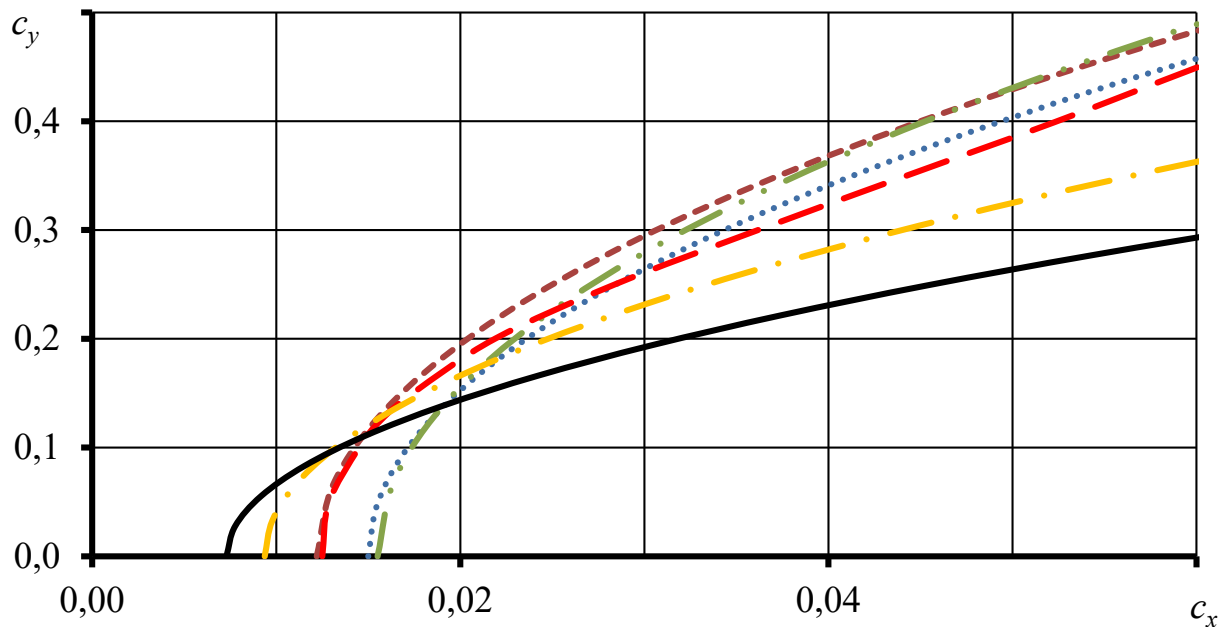


Рис. 4.2. Поляри літака для різних швидкостей польоту: – $M_{П} = 0,3$;
 - - - - - – $M_{П} = 0,9$; - . - . - – $M_{П} = 1,1$; — — — — — – $M_{П} = 1,7$; - - - - - – $M_{П} = 2,5$;
 ————— – $M_{П} = 3,5$

Таблиця 4.1

Параметри профілю польоту

Сегмент	Опис	Початкова висота, км	Довжина сегменту, км
1	Запуск, прогрів двигуна, зліт	0	0
2	Набір висоти та швидкості	0	19
3	Набір швидкості	3	7
4	Набір висоти та швидкості	3	126
5	Набір швидкості	11	120
6	Набір висоти та швидкості	11	180
7	Сталий крейсерський політ	15	9423
8	Зменшення швидкості	18	41
9	Зниження та зменшення швидкості	18	270
10	Захід на посадку	3	0
11	Загальна дальність		10186

Злітна вага ЛА складає $m_0 = 151955$ кг. Відносна маса планера та обладнання для надзвукового пасажирського ЛА становить $\bar{m}_{ПЛ+об} = 0,27$. При зміні складу та параметрів СУ змінюватиметься маса СУ та маса палива і як наслідок маса комерційного навантаження.

Розглядалися силові установки, що складаються з вхідного та вихідного пристроїв та повітряно-реактивних двигунів різних типів:

- турбореактивний двигун;
- двоконтурний турбореактивний двигун зі змішуванням потоків;
- двоконтурний турбореактивний двигун з роздільним витіканням із контурів;
- комбінація турбореактивного двигуна для зльоту і виходу на крейсерський режим та прямооточного повітряно-реактивного двигуна для крейсерського режиму польоту;
- двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згорання на прямооточному режимі;
- двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згорання у зовнішньому контурі на прямооточному режимі.

Схеми цих СУ представлені на рисунку 4.3.

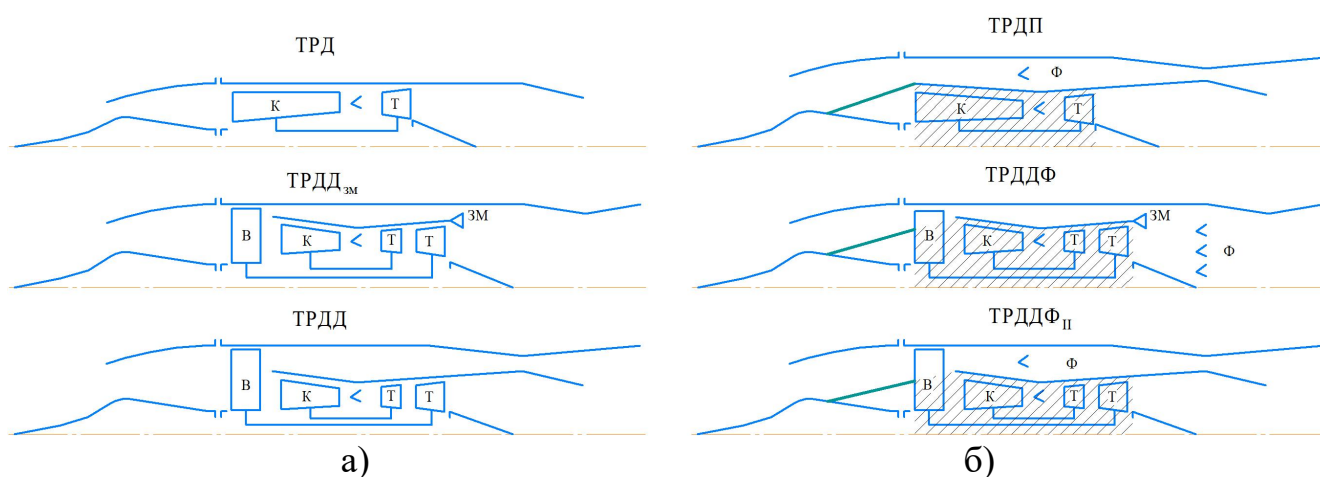


Рис. 4.3. Схеми СУ з турбореактивними (а) і прямоточними режимами (б)

Для забезпечення зльоту потрібна тяга одного двигуна має становити $P = 164,584 \text{ кН}$ [1].

Для встановлення закономірностей зміни складу та параметрів СУ від швидкості крейсерського польоту, швидкість польоту варіювалася в діапазоні $M_{П} = 1,5 \dots 4$.

Крейсерське число $M_{П}$ задається замовником у технічному завданні на проектування ЛА. Для проведення наукових досліджень визначення найвигіднішого складу та параметрів СУ з урахуванням усіх ділянок профілю вибір надзвукової швидкості крейсерського польоту повинен здійснюватися на підставі перспективних концепцій ЛА з надзвуковою швидкістю польоту для трансокеанських перельотів.

Нині розглядаються дві концепції ЛА для трансокеанських перельотів з надзвуковою швидкістю польоту. Перша – ЛА з помірною надзвуковою швидкістю крейсерського польоту $M_{П} = 1,7 \dots 2,2$ [1,3], друга – ЛА зі швидкістю крейсерського польоту $M_{П} \geq 3$ [4].

Оскільки швидкість крейсерського польоту комерційних лайнерів сьогодні становить $M_{П} = 0,85 \dots 0,9$, то польоти на швидкостях $M_{П} = 1,7 \dots 2,2$ не принесуть значної економії за часом, тому для подальшого дослідження в якості крейсерській швидкості польоту прийнята швидкість, відповідна $M_{П} = 3,2$.

Відносні маси палива, що витрачаються на зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості, зниження і посадку та навігаційний запас задаються

згідно з рекомендаціями [2] і складають:

- зліт, набір висоти та розгін до крейсерської швидкості $\bar{m}_{m.n.p} = 0,13$;
- зниження і посадки $\bar{m}_{m.cn.n} = 0,021$;
- навігаційний запас $\bar{m}_{m.n.z} = 0,042$.

4.1.2 Допущення

При моделюванні характеристик СУ передбачалося, що надзвуковий повітрязабірник є регульованим та забезпечує потрібну витрату повітря на всіх можливих польотних режимах. Коефіцієнт відновлення повного тиску надзвукового вхідного пристрою розраховувався за нормованою залежністю, представленою в [5]. Вентилятор ГТД передбачався регульованим шляхом повороту робочих та напрямних лопаток.

При виборі СУ на етапі предиктора, як додатковий критерій використовувалася умова її здатності вивести ЛА на крейсерський режим. При цьому приймалося, що СУ забезпечує вихід на крейсерський режим польоту, якщо вона дозволяє отримати потрібну тягу на злітному та крейсерському режимах.

Для СУ з ПРД на прямоточних режимах роботи задавалася швидкість польоту, за якої здійснюється перехід на прямоточний режим $M_{пер} = 2$. Це пов'язано з тим, що, з одного боку, прямоточні режими неефективні при малих швидкостях польоту, а з іншого боку економічність ТРД та ТРДД значно погіршується при великих швидкостях польоту [5, 6].

4.1.3 Особливості комбінованої СУ

Представлений метод застосовується для СУ з різними двигунами. Для комбінованої СУ, в якій для виходу на крейсерський режим використовується ТРД є особливості. Для такої СУ вибір злітних параметрів робочого процесу ТРД не залежить від параметрів крейсерського режиму польоту. Параметри ТРД повинні визначатися за умов забезпечення:

- виходу на крейсерський режим польоту;

– мінімуму $(\bar{m}_П + \bar{m}_{СУ})$ для ділянки профілю польоту, на якій працює ТРД.

Для визначення маси СУ використовується узагальнена параметрична модель, подана у підрозділі 2.9.

Для визначення маси палива ТРД необхідно використовувати систему диференціальних рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією тяги двигуна та значень регульованих параметрів СУ вздовж траєкторії польоту, що відповідає етапу коректора.

На етапі предиктора відносна маса палива, необхідна для виходу на крейсерський режим польоту, визначається за допомогою емпіричної залежності, яка враховує швидкість крейсерського польоту, але вплив параметрів робочого процесу враховує недостатньо. Це дозволяє визначити приблизну масу палива на цій ділянці.

Для визначення маси ТРД використовувалися припущення, що найменша $(\bar{m}_П + \bar{m}_{СУ})$ при роботі ТРД забезпечується при $\pi_K^* = 10$, ці дані були отримані NASA при виборі складу і параметрів для швидкості $M_П = 3$ [7].

Маса прямооточного двигуна враховувалася окремо на основі методики, що застосовується для форсажної камери яка представлена в підрозділі 2.9.

4.1.4 Діапазон варіювання параметрів робочого процесу СУ

Для кожного складу СУ потрібна злітна тяга може бути реалізована за різних параметрів робочого процесу СУ. Вибір їх значень здійснювався за умови забезпечення виходу на крейсерський режим польоту та мінімуму відносної маси палива та СУ.

Температура газу перед турбіною обмежувалася із умови $T_{Г.\max}^* \leq 1900$ К, а для форсажної камери та камери згоряння на прямооточному режимі – $T_{\phi.\max}^* \leq 2120$ К [8].

Ступінь підвищення тиску в компресорі π_K^* варіювалася в діапазоні $\pi_K^* = 3 \dots 40$ залежно від схеми ГТД. Діапазон, що варіюється, $\pi_K^* = 3 \dots 40$ обрано

на підставі отриманих результатів у роботах [1, 6, 7, 9 – 10].

Ступені двоконтурності варіювалися в діапазоні $m = 0 \dots 6$ відповідно до рекомендацій [7, 9].

Ступені підвищення тиску вентилятора ТРДД становили 90% від оптимальних значень, які залежать від ступеня двоконтурності та параметрів циклу внутрішнього контуру.

Для ТРДДФП, який має прямоточний режим роботи, застосовувався вентилятор з числом ступенів не більше двох з метою забезпечення прийняттого рівня втрат повного тиску у вентиляторі на прямоточному режимі [11]. Виходячи з цього π_B^* обмежувалася величиною $\pi_B^* \leq 4,5$ [12]. При цьому, незважаючи на значне відхилення від оптимального значення $\pi_{e.onm}^*$, погіршення питомих параметрів ТРДД є слабким. Зокрема, відповідно до даних роботи [13] зменшення $\pi_{e.onm}^*$ на 50% призведе до збільшення питомої витрати палива на 3% при $m \leq 2,5$.

4.1.5 Обґрунтування параметрів ЛА для крейсерського польоту

Початкова маса ЛА на початку крейсерського шляху визначається за відомою злітною масою ЛА та відносною масою палива, необхідною для виходу на крейсерський режим.

Для різних чисел $M_{П}$ та заданою згідно з профілем польоту H із системи рівнянь руху ЛА для крейсерського польоту (2.11) чисельним методом визначаються потрібні значення кута атаки, тяги двигуна і аеродинамічної якості. Результати чисельного розв'язання системи рівнянь (2.11) представлені у таблиці 4.2.

Таблиця 4.2

Параметри ЛА для крейсерського польоту

$M_{П}$	1,50	2,00	2,50	3,00	3,50	4,00
$\alpha, ^\circ$	1,375	0,743	0,223	-0,093	-0,330	-0,533
R / p_H	4,08	4,68	5,58	6,76	8,27	10,18
K	8,75	7,63	6,40	5,28	4,31	3,50

4.1.6 Закономірності зміни відносної маси палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту з урахуванням рівнянь руху ЛА на крейсерській ділянці польоту

Для зазначених вище силових установок встановлені закономірності зміни відносної маси палива і СУ залежно від крейсерської швидкості польоту для значень параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі та подальше забезпечення найвигідніших значень параметрів на крейсерському режимі шляхом регулювання СУ [14]. При цьому кожній точці цих залежностей відповідає СУ з різними параметрами робочого процесу на злітному режимі польоту. Ці закономірності показані на рис.4.4.

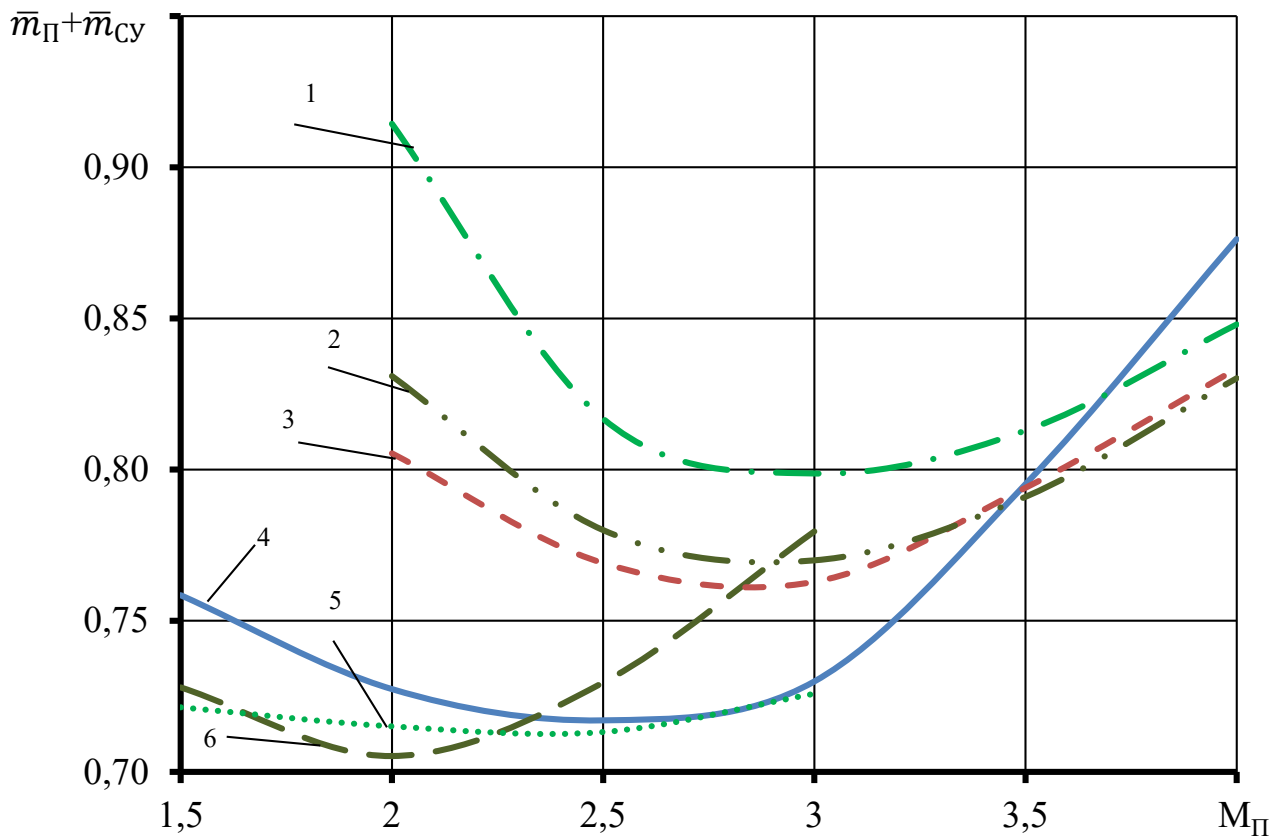


Рис. 4.4. Зміна відносної маси палива і СУ для різних складів СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту: — (4) ТРД; — (5) ТРДД; — — — — (6) ТРДД_{зм}; - - - - (3) ТРДП з прямоточними режимами; — . . — (1) ТРДДФ_П – з прямоточними режимами; — . . . — (2) ТРДДФ з прямоточними режимами

З рисунка видно, що у всіх діапазонах чисел M_{Π} існує конкуренція різних СУ. Для різних діапазонів чисел M_{Π} потрібні різні склади СУ, що забезпечують $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ [15]. При цьому $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ досягається при найвигіднішому числі M крейсерського польоту. Наявність мінімуму $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ})$ на цих залежностях пояснюється конкуруючим впливом швидкості польоту і аеродинамічної якості ЛА на параметр дальності і потрібну масу палива [16]. Відмінності величин $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ для різних СУ пояснюються відмінностями схем ПРД, їх термодинамічних циклів і величин параметрів робочого процесу.

Силові установки з ТРДД_{зм} і ТРДД є найбільш ефективними з точки зору максимуму комерційного навантаження при $M_{\Pi} < 2,5$ та можуть застосовуватися до чисел $M_{\Pi} = 3$. Силова установка з ТРД може застосовуватися в широкому діапазоні швидкостей польоту $M_{\Pi} = 1,5 \dots 4$ і є найбільш ефективною при $M_{\Pi} = 2,5$. При цьому в діапазоні швидкостей польоту $M_{\Pi} = 3 \dots 3,4$ вона є найбільш ефективною з точки зору заданого критерія ефективності серед інших СУ, що розглядаються. Комбіновані СУ з ТРДП, ТРДДФ і ТРДДФ_{II} можуть застосовуватися в діапазоні швидкостей польоту $M_{\Pi} = 2 \dots 4$. При цьому СУ з ТРДП і ТРДДФ є найбільш ефективними при $M_{\Pi} > 2,8$, а СУ з ТРДДФ_{II} краща ніж СУ з ТРД при $M_{\Pi} > 3,6$. СУ з ТРДП і ТРДДФ більш ефективні з точки зору комерційного навантаження ніж СУ з ТРДДФ_{II} в діапазоні швидкостей польоту $M_{\Pi} = 2 \dots 4$. При цьому СУ з ТРДП переважає за ефективністю СУ з ТРДДФ в діапазоні швидкостей польоту $M_{\Pi} = 2 \dots 3,4$, але при $M_{\Pi} > 3,4$ СУ з ТРДП стає менш ефективною ніж ТРДДФ.

Подання закономірностей зміни параметрів робочого процесу на злітному та крейсерському режимах доцільно розділити на дві частини – для СУ з турбореактивними та прямоточними режимами на крейсерському режимі польоту.

4.1.7 Закономірності зміни найвигідніших параметрів СУ залежно від швидкості крейсерського режиму при польоті на турбореактивних режимах

У цьому підрозділі розглядалися СУ, які працюють у крейсерському польоті на турбореактивних режимах, а саме СУ з ТРД, ТРДД і ТРДДЗМ.

На рисунках 4.5 та 4.6 показані закономірності зміни найвигідніших злітних параметрів СУ залежно від швидкості крейсерського режиму при польоті на турбореактивних режимах.

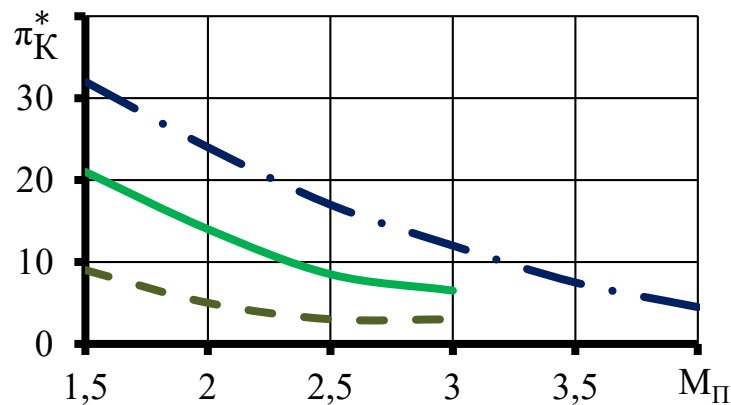


Рис. 4.5. Зміна найвигіднішого злітного ступеня підвищення тиску компресора від швидкості крейсерського польоту:

— · — ТРД; — ТРДД; — ТРДДЗМ

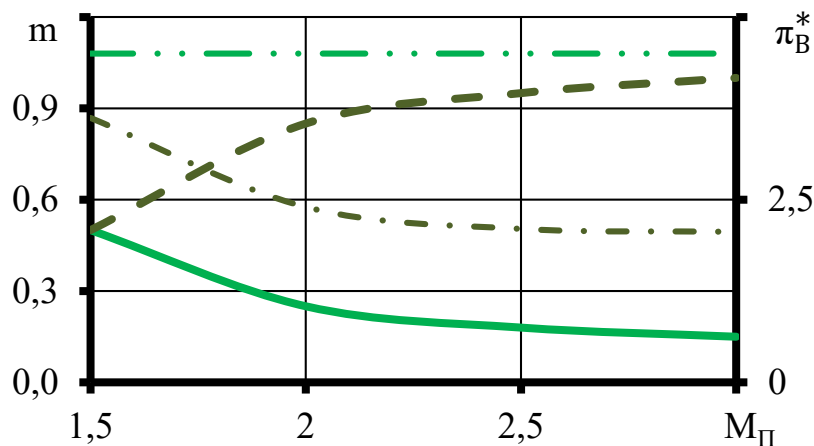


Рис. 4.6. Зміна найвигіднішого злітного ступеня двоконтурності та ступеня підвищення тиску у вентиляторі для досліджуваних схем ПРД залежно від швидкості крейсерського польоту: — ТРДД; — ТРДДЗМ;

— · — π_B* ТРДД; — · — π_B* ТРДДЗМ

З рис. 4.5 видно, що з погляду крейсерського польоту доцільно зменшувати $\pi_{K_{631}}^*$ зі зростанням M_{Π} . Це пов'язано з тим, що турбокомпресор при цьому має «вироджуватися», а ТРД і ТРДД наближаються до прямоточного двигуна [5]. При цьому $\pi_{K_{631}}^*$ зменшується при переході від ТРД к ТРДД і ТРДД_{ЗМ}. Це пояснюється тим, що для отримання заданої тяги в крейсерському польоті ступінь розширення газу в соплі має зменшуватися зі збільшенням витрати повітря. Для того, щоб забезпечити прийнятні значення питомої тяги та питомої витрати палива на ділянці виходу на крейсерський режим польоту, прийнято обмеження $\pi_{K_{631}}^* \geq 3$. На рис. 4.5 видно, що ТРДД_{ЗМ} виходить на це обмеження при $M_{\Pi} = 2,5$.

З рис. 4.6 видно, що при зростанні M_{Π} для ТРДД_{ЗМ} найвигідніша ступінь двоконтурності на злітному режимі $m_{\text{нв}}$ зростає, а в ТРДД зменшується. В ТРДД_{ЗМ} другий контур на крейсерському режимі польоту є, по суті, прямоточним двигуном, особливостями якого є наявність низьконапірного вентилятора і підведення теплоти за рахунок теплообміну між робочими тілами внутрішнього і зовнішнього контурів. При кожному числі M_{Π} ступінь підвищення тиску у зовнішньому контурі приблизно постійна, тому існує економічний ступінь підігріву $\theta^* = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_H^*}$ для «прямоточного двигуна», коли C_R мінімальна [5, 17].

Економічний θ^* відповідає якесь своя оптимальна ступінь двоконтурності. При $m < m_{\text{опт}}$ співвідношення витрат таке, що $\theta^* > \theta_{\text{ек}}^*$, при $m > m_{\text{опт}}$ навпаки. При збільшенні M_{Π} $m_{\text{нв}}$ зростає через погіршення економічності внутрішнього контуру та зростає роль «прямоточного двигуна», тобто зовнішнього контуру.

У ТРДД, на відміну від ТРДД_{ЗМ}, у зовнішньому контурі відсутнє підведення теплоти. Тому зовнішній контур не є «прямоточним двигуном», і зі зростанням M_{Π} виявляється доцільним зменшувати m . При цьому зменшується роль зовнішнього контуру, і зростає роль внутрішнього контуру.

Найвигідніший ступінь підвищення тиску у вентиляторі змінюється протилежно зміні m . Однак для ТРДД з високою θ^* і малою ступеню двоконтурності оптимальне значення π_B^* дуже велике [13], що потребує

застосування багатоступеневого вентилятора. Тому величина π_B^* обмежується $\pi_B^* \leq 4,5$ (з умови застосування не більше двох ступенів вентилятора) [12].

Зміна найвигідніших значень регульованих параметрів ТРД, ТРДД, ТРДД_{ЗМ} на крейсерському режимі в залежності від швидкості польоту, що забезпечують мінімум C_R при потрібній тязі, показана на рис.4.7 – 4.9.

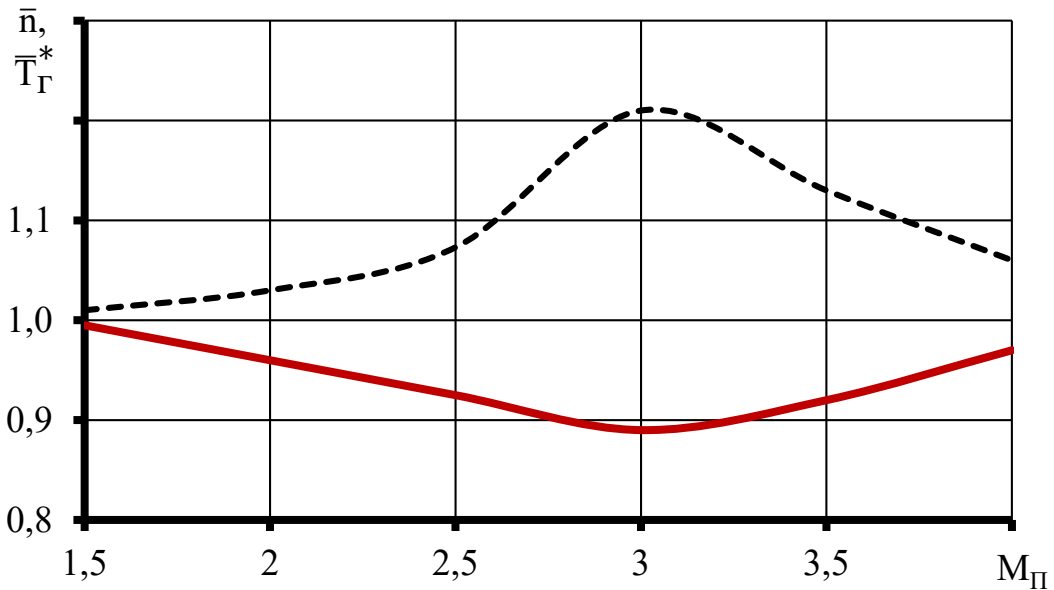


Рис. 4.7. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРД на крейсерському режимі від швидкості крейсерської польоту: — — — \bar{n} ; — — — \bar{T}_G^*

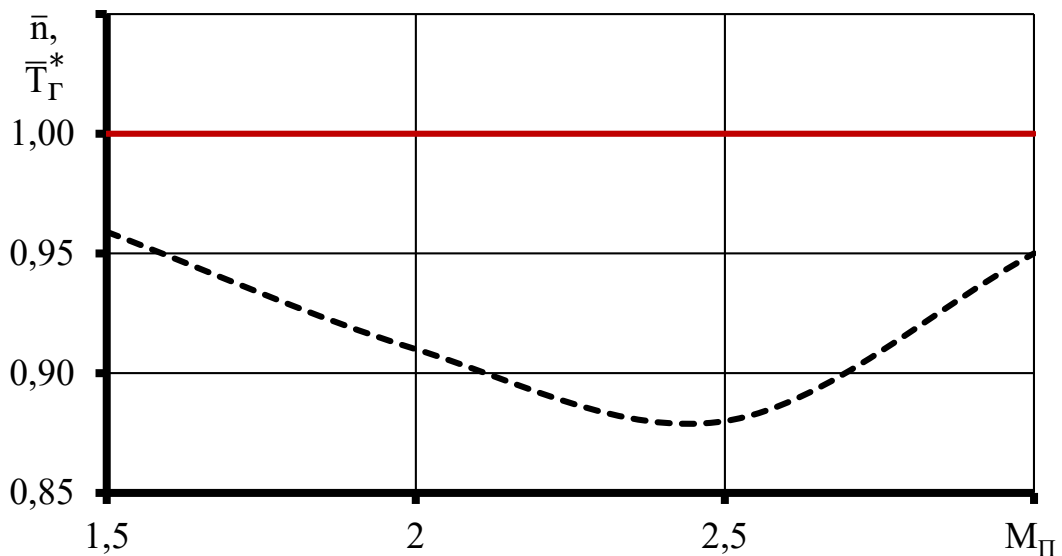


Рис. 4.8. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРДД_{ЗМ} на крейсерському режимі від швидкості польоту: — — — \bar{n}_{KHT} ; — — — \bar{T}_G^*

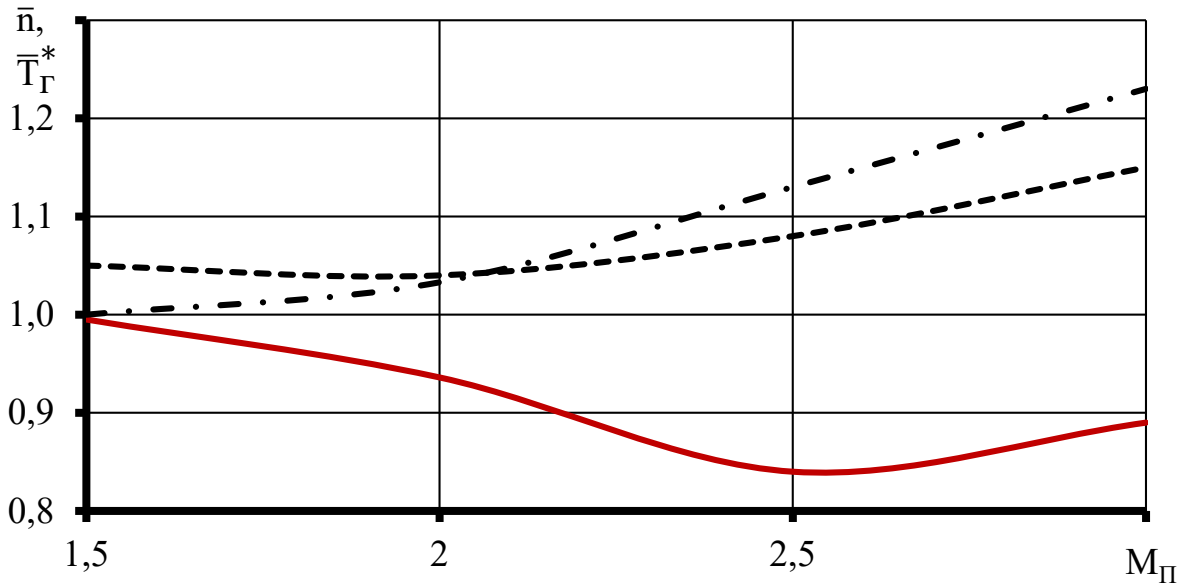


Рис. 4.9. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРДД з роздільним витіканням потоків із контурів на крейсерському режимі від швидкості польоту:

$$- - - - \bar{n}_{KHT}; \quad - \cdot - \quad - \bar{n}_{KBT}; \quad \text{—} \quad \bar{T}_G^*$$

Значення найвигідніших відносних параметрів робочого процесу ТРД, ТРДД, ТРДД_{ЗМ} на крейсерському режимі в залежності від швидкості польоту показано на рис. 4.10 – 4.11.

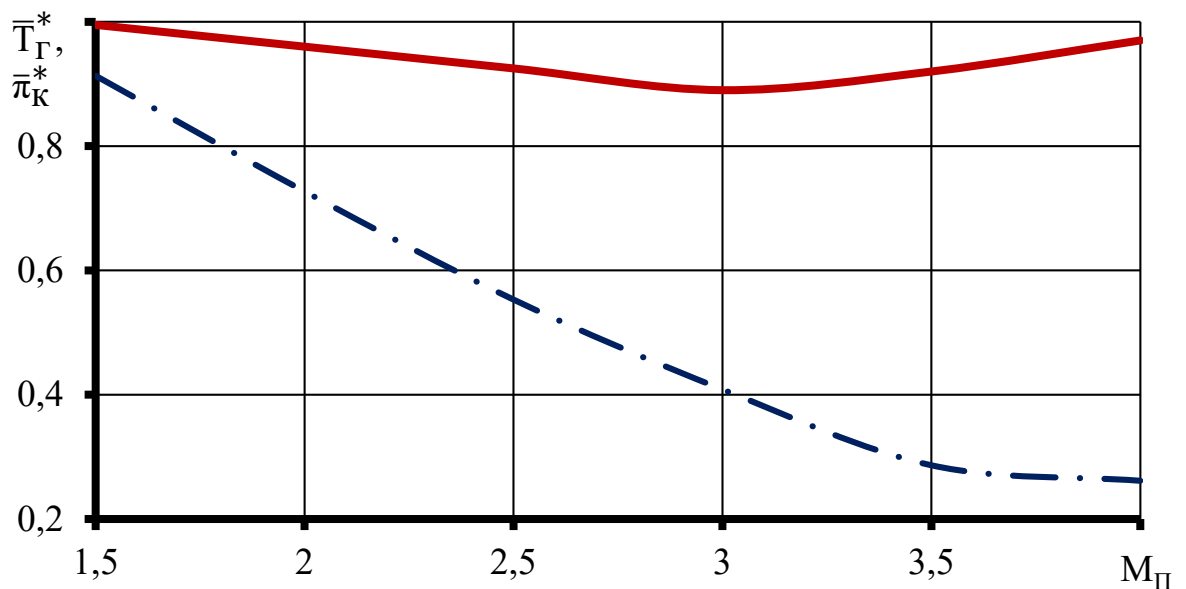


Рис. 4.10. Значення найвигідніших відносних параметрів робочого процесу ТРД на крейсерському режимі в залежності від швидкості польоту:

$$\text{—} \quad \bar{T}_G^*; \quad \text{—} \cdot \text{—} \quad \bar{\pi}_K^* = \frac{\pi_K^*}{\pi_{K.VЗЛ}^*}$$

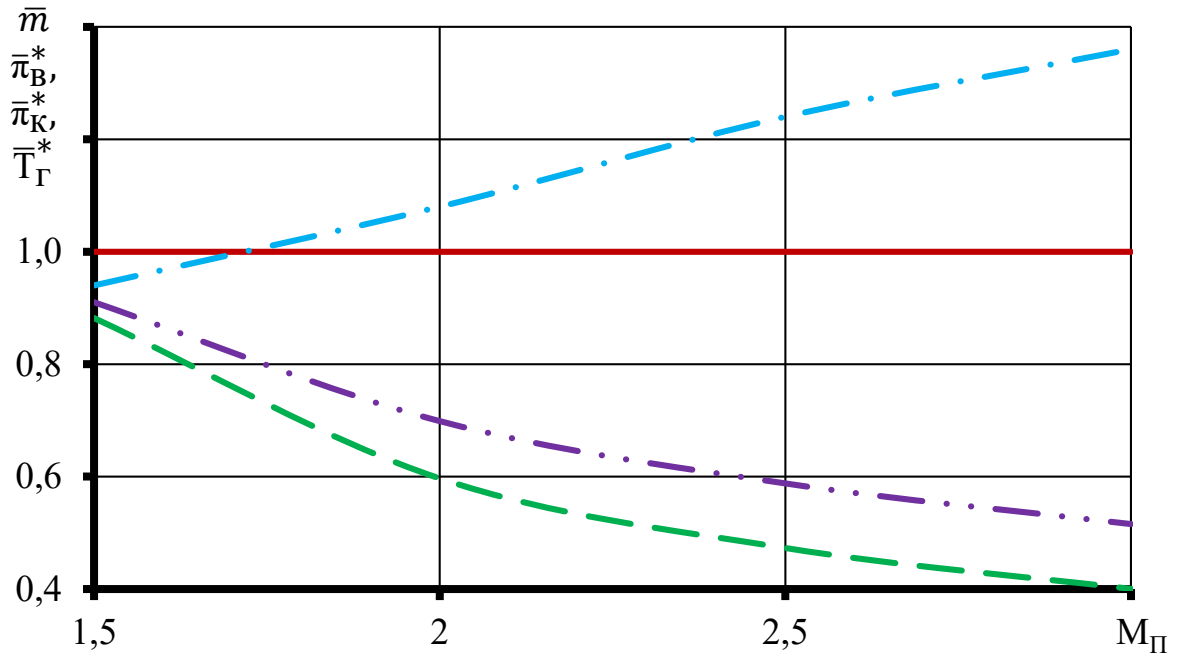


Рис. 4.11. Значення найвигідніших відносних параметрів робочого процесу ТРДД_{ЗМ} в крейсерському режимі польоту в залежності від швидкості польоту:

— \bar{T}_G^* ; - · - \bar{m} ; - - - $\bar{\pi}_K^*$; · · · $\bar{\pi}_B^* = \frac{\pi_B^*}{\pi_{B.ВЗЛ}^*}$

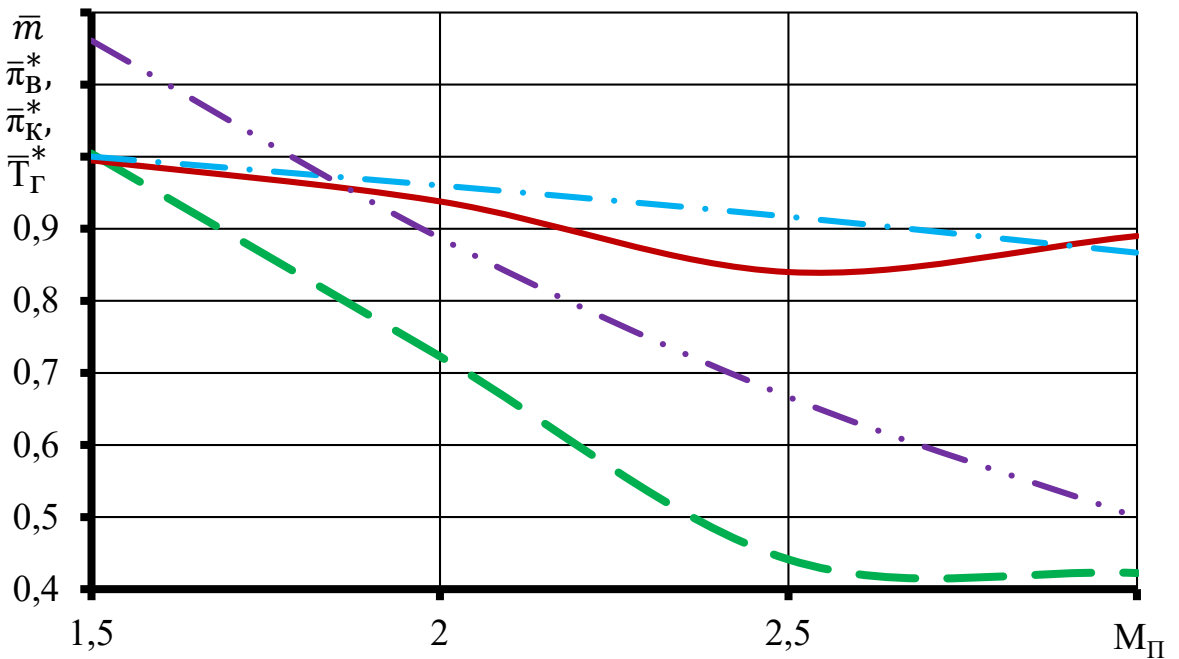


Рис. 4.12. Значення найвигідніших відносних параметрів робочого процесу ТРДД у крейсерському режимі в залежності від швидкості польоту:

— \bar{T}_G^* ; - · - \bar{m} ; - - - $\bar{\pi}_K^*$; · · · $\bar{\pi}_B^*$

На рисунках 4.10 – 4.12 показано, що найвигідніші значення $\bar{\pi}_K^*$ зменшуються зі зростанням M_{Π} для всіх двигунів на турбореактивних режимах. При великих швидкостях крейсерського польоту існує діапазон швидкостей зменшення, для яких $\bar{\pi}_K^* = const$, це пояснюється незмінністю $\bar{\pi}_K^*$ при низьких наведених частотах обертання через суттєве зменшення ККД компресора або коефіцієнта стійкої роботи компресора. Для ТРД і ТРДД \bar{T}_G^* змінюється немонотонно. Це пояснюється тим, що потрібну тягу можна реалізувати за допомогою різних поєднань параметрів робочого процесу, а для забезпечення зменшення C_R вигідно мати знижену \bar{T}_G^* і підвищені частоти обертання роторів, тобто знижену питому тягу та підвищену витрату повітря.

Для ТРДД найвигідніша ступінь двоконтурності зменшується зі зростанням M_{Π} . Це пояснюється тим, що тяга зовнішнього контуру створюється за допомогою роботи, одержаної з внутрішнього контуру, і зі збільшенням M_{Π} вплив величини роботи, що передається, на тягу внутрішнього контуру зростає, а на тягу зовнішнього контуру зменшується.

Для ТРДД_{зм} зовнішній контур можна розглядати як ППРД, тяга якого створюється через підведення роботи за допомогою вентилятора і підведення теплоти в камері змішування. При цьому найвигіднішим поєднанням параметрів на крейсерському режимі є забезпечення $\bar{T}_{G,max}^*$ при зростанні m зі збільшенням M_{Π} . Висока \bar{T}_G^* забезпечує високий внутрішній ККД, а висока m – високий тяговий ККД. Потрібна крейсерська тяга досягається за рахунок зміни витрати повітря.

4.1.8 Закономірності зміни найвигідніших параметрів СУ залежно від швидкості крейсерського режиму при польоті на прямоточних режимах

Визначальне значення на величину $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV})$ для комбінованої СУ на прямоточному режимі роботи має площа на вході у зовнішній контур $F_{ВП}$. Вона визначає витрати повітря G , а значить і потрібну θ^* при заданій потрібній тязі на

крейсерському режимі. Збільшення $F_{ВП}$ збільшує витрати повітря G і зменшує θ^* , що призводить до зміни C_R і $m_{П}$.

Відомо, що для циклу Брайтона при загальному ступені підвищення тиску $\pi_{\Sigma} = const$ існує економічний ступінь підігріву θ^* , при якій C_R мінімальна [5].

Тому при заданій швидкості крейсерського польоту, коли $\pi_{\Sigma} = const$, існує таке значення $F_{ВП}$, при якому $\theta^* = \theta^*_{ек}$, а $C_R = C_{R.min}$, що забезпечує $\bar{m}_{Пmin}$.

При збільшенні числа $M_{П}$ зростає π_{Σ} , що призводить до збільшення $\theta^*_{ек}$ [5]. Тому для забезпечення заданої тяги потрібна менша витрата повітря, а отже, і менша площа $F_{ВП}$.

У загальному випадку питома витрата палива при заданій потрібній тязі $C_{R.з}$ залежить від $M_{П}$, G , і θ^*

$$c_{R.з} = f(G, M_{П}, \theta^*). \quad (4.1)$$

В свою чергу

$$G = f(M_{П}, F_{кр}, \theta^*, \sigma). \quad (4.2)$$

Коефіцієнт відновлення повного тиску σ залежить від співвідношення $\frac{F_{кр}}{F_{вп}}$, яке визначає рівень чисел M у проточній частині СУ. Тоді

$$C_{R.з} = f(M_{П}, \theta^*, F_{ВП}, F_{КР}). \quad (4.3)$$

При заданому $M_{П}$ і $F_{ВП}$ існує найвигідніші значення $\theta^*_{нв}$ і $F_{КР.нв}$, що забезпечують $C_{R.з.min}$

$$\begin{aligned} \theta^*_{нв} &= f(M_{П}, F_{ВП}), \\ F_{КР.нв} &= f(M_{П}, F_{ВП}). \end{aligned} \quad (4.4)$$

При найвигідніших значеннях θ^* і $F_{КР}$ залежність (4.3) має вигляд

$$C_{R.з., \theta_{не}^*, F_{кр.не}} = f(M_{II}, F_{BII}). \quad (4.5)$$

За допомогою (4.5) можна отримати залежність $\bar{m}_{II} = f(M_{II}, F_{BII})$ за формулою Бреге. Якщо врахувати масу $\bar{m}_{CV} = f(F_{eII})$ і масу розгінного двигуна, то можна отримати залежність $(\bar{m}_{II} + \bar{m}_{CV}) = f(M_{II}, \bar{F}_{eII})$. Ця залежність показана на рис. 4.13. Тут $\bar{F}_{eII} = \frac{F_{BII}}{S_{кр}}$.

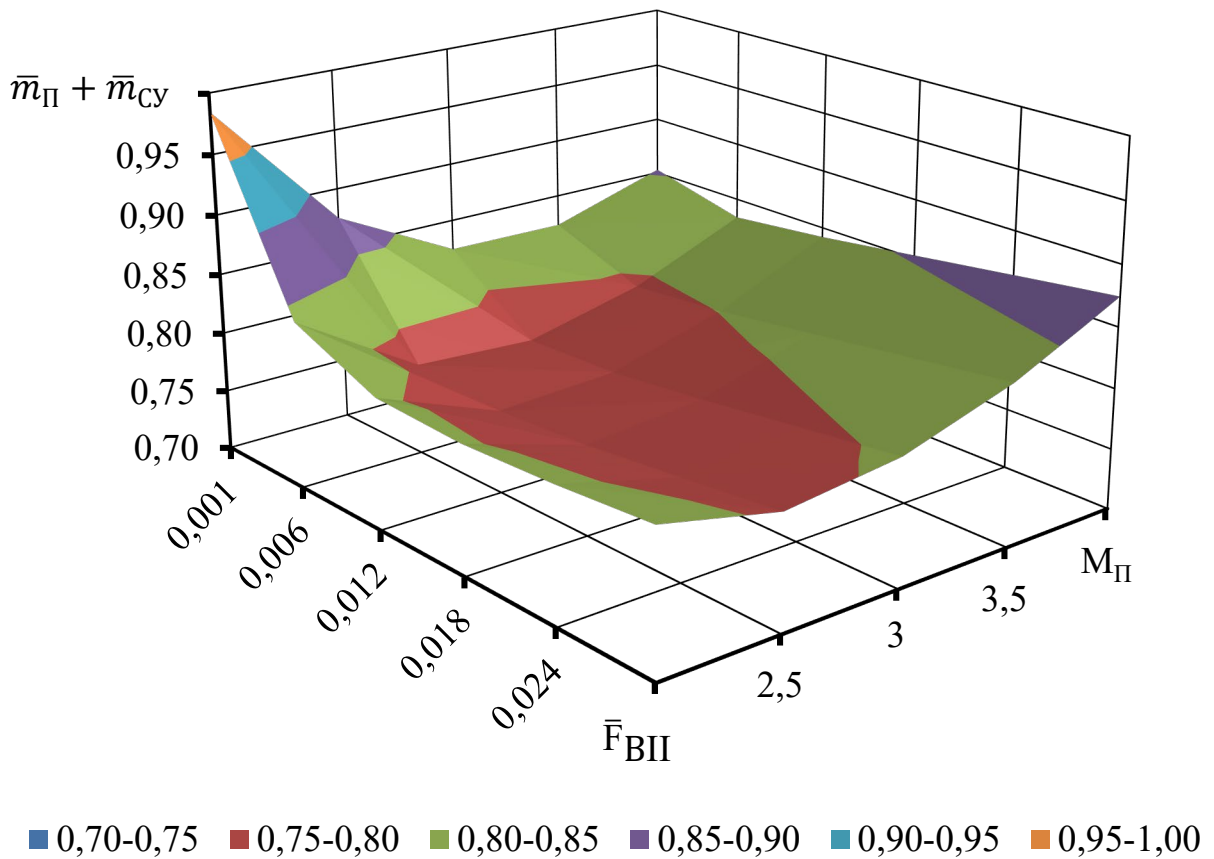


Рис. 4.13. Відносна маса палива та СУ для ТРДП в залежності від M_{II} і \bar{F}_{BII} при найвигідніших регульованих параметрах

За допомогою поверхні, показаної на рис. 4.13, можливо визначити найвигіднішу з точки зору $(\bar{m}_{II} + \bar{m}_{CV})$ величину \bar{F}_{BII} в залежності від M_{II} . Ця залежність показана на рис. 4.14.

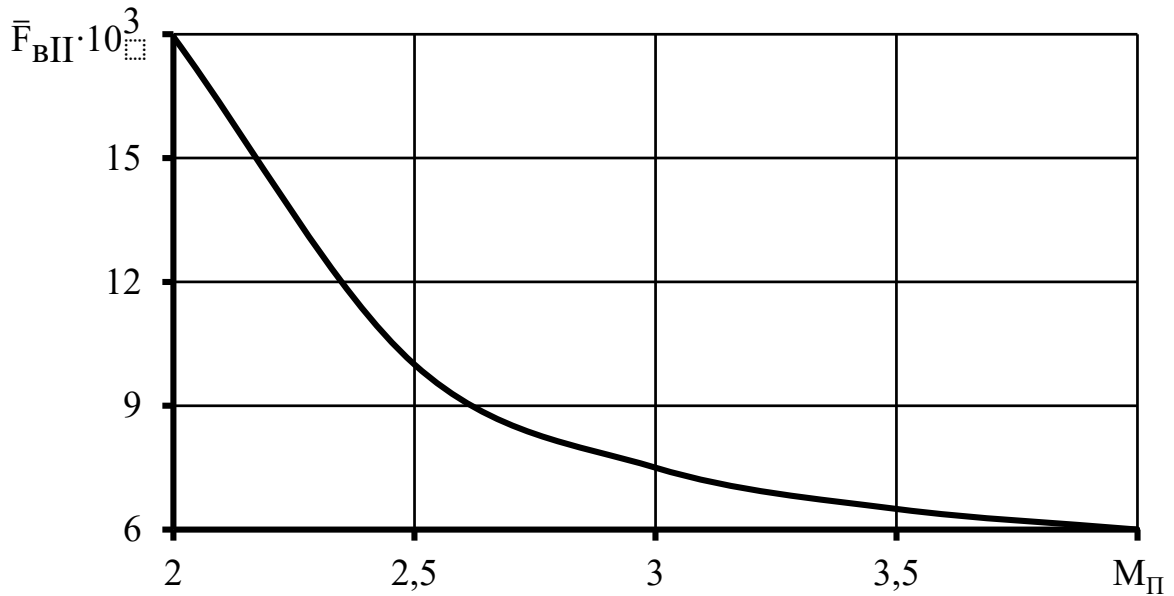


Рис. 4.14. Зміна $\bar{F}_{ВП} = \frac{F_{ВП}}{S_{кр}}$, яка забезпечує мінімум відносної маси палива і СУ

для ЛА, що розглядається, і профілю польоту від швидкості польоту

Для ТРДДФ і ТРДДФ_П, на відміну від ТРДП, $F_{ВП}$ не є незалежним параметром, а визначається вибором параметрів робочого процесу на злітному режимі ТРДД. У той же час вплив $F_{ВП}$ на $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})$ приблизно такий самий, як і в ПВРД, і існує найвигідніше значення $F_{ВП}$, яке забезпечує $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$. Тому, по суті, також потрібен підбір площі зовнішнього контуру $F_{ВП}$, але непрямим шляхом, тобто шляхом підбору параметрів робочого процесу ТРДД. Значення найвигідніших злітних параметрів робочого процесу для ТРДДФ і ТРДДФ_П на прямоточному режимі в залежності від швидкості крейсерського польоту показані на рис.4.15 та 4.16. Тут же показано зміну $\bar{F}_{ВП}$ від $M_{П}$, яке відповідає вибраним параметрам робочого процесу. Вихід на крейсерський режим польоту при розгляданні СУ з ТРДДФ і ТРДДФ_П відбувався на нефорсованих режимах.

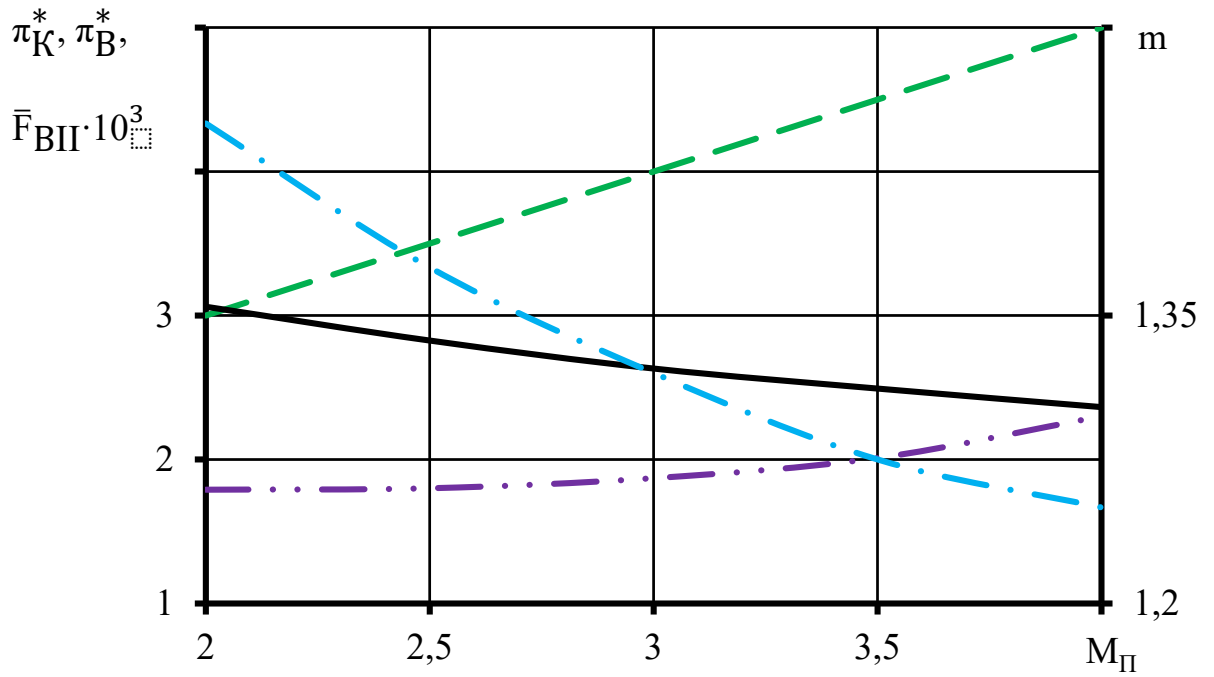


Рис. 4.15. Значення найвигідніших злітних параметрів робочого процесу ТРДДФ на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— \bar{F}_{VII} ; — · — m ; — — π_K^* ; · · · π_B^*

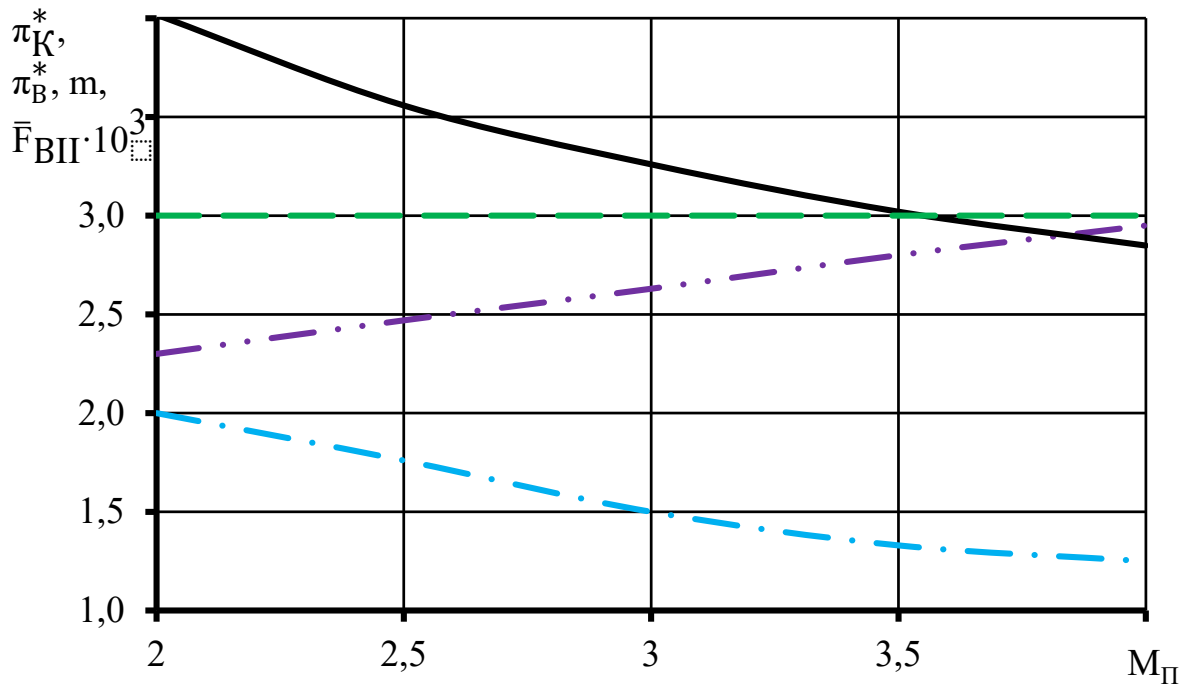


Рис. 4.16. Значення найвигідніших злітних параметрів робочого процесу ТРДДФ на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— \bar{F}_{VII} ; — · — m ; — — π_K^* ; · · · π_B^*

Характерно, що при найвигідніших параметрах робочого процесу на злітному режимі забезпечується така сама закономірність зміни $\bar{F}_{ВП}$ від швидкості крейсерського польоту як і для ППРД. При цьому найвигідніше m зменшується за числом M . Така зміна найвигіднішої m протилежна тому, що отримано для ТРДД_{ЗМ} на турбореактивних режимах. Однак, при великих $M_{П}$ найвигідніше m ТРДД_{ЗМ} на турбореактивних і прямоточних режимах прагне однієї і тієї ж границі. Це пояснюється тим, що ТРДДФ на прямоточному режимі – це прямоточний повітряно-реактивний двигун з особливістю у вигляді наявності вентилятора, а ТРДД зі зміщенням потоків на турбореактивному режимі при великих $M_{П}$ прагне до прямоточного повітряно-реактивного двигуна, оскільки турбокомпресор вироджується.

З рисунка 4.16 видно, що зміна параметрів на прямоточному режимі роботи ТРДДФ_П має такий самий характер, як і для ТРДДФ. Однак є особливість, яка пояснюється тим, що з точки зору крейсерського польоту треба забезпечувати найвигідніше значення $F_{ВП}$, яке близьке до відповідного значення в ППРД. Це вимагає зменшення π_K^* і π_B^* , тобто виродження турбокомпресора. Однак, при низьких параметрах турбокомпресора не забезпечується зліт та вихід на крейсерський режим польоту. Тому введено обмеження $\pi_K^* \geq 3$ при $\pi_B^* = 0,9\pi_{B.онт}^*$. Це обмеження реалізується у всьому аналізованому діапазоні $M_{П}$. Наявність більшої кількості регульованих факторів у ТРДДФ_П порівняно з ТРДДФ дозволяє більше збільшити площу на вході до зовнішнього контуру та забезпечити кращу відповідність $F_{ВП}$ і $F_{ВП.нв}$, наслідком чого є більші значення ступеня двоконтурності.

Значення найвигідніших регульованих параметрів для ТРДП, ТРДДФ, ТРДДФ_П на прямоточному режимі показані на рис.4.17 – 4.19.

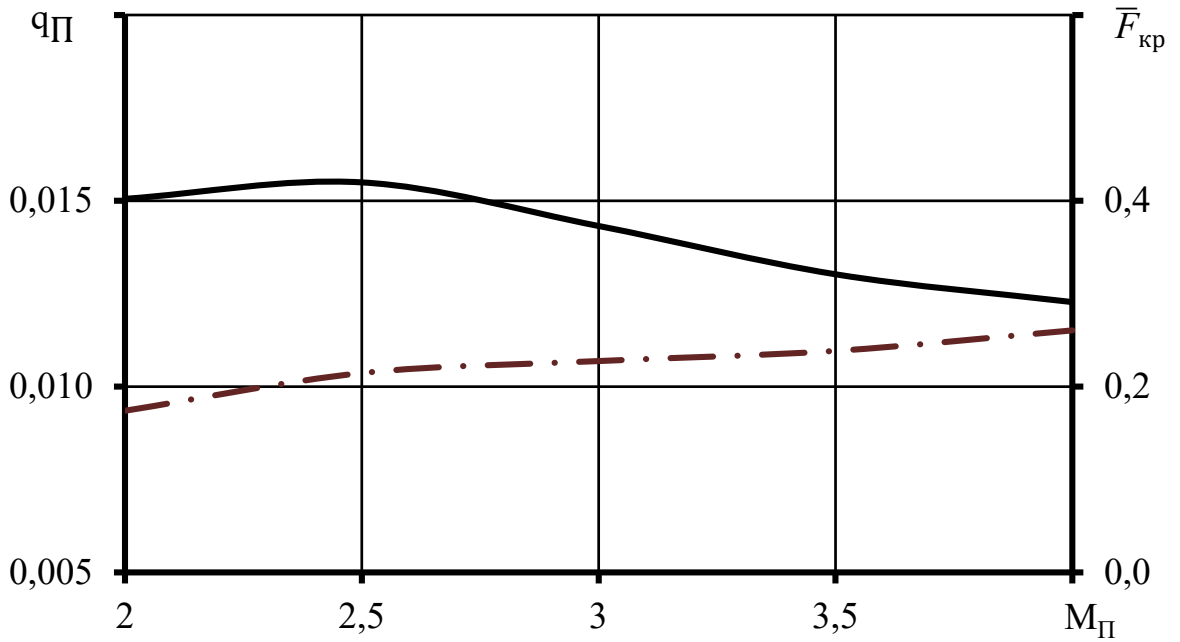


Рис. 4.17. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРДП на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

$$\text{—} \quad \bar{F}_{кр} = \frac{F_{кр}}{F_{ВП}}; \quad \text{-} \cdot \text{-} \cdot \text{-} \quad q_{\Pi}$$

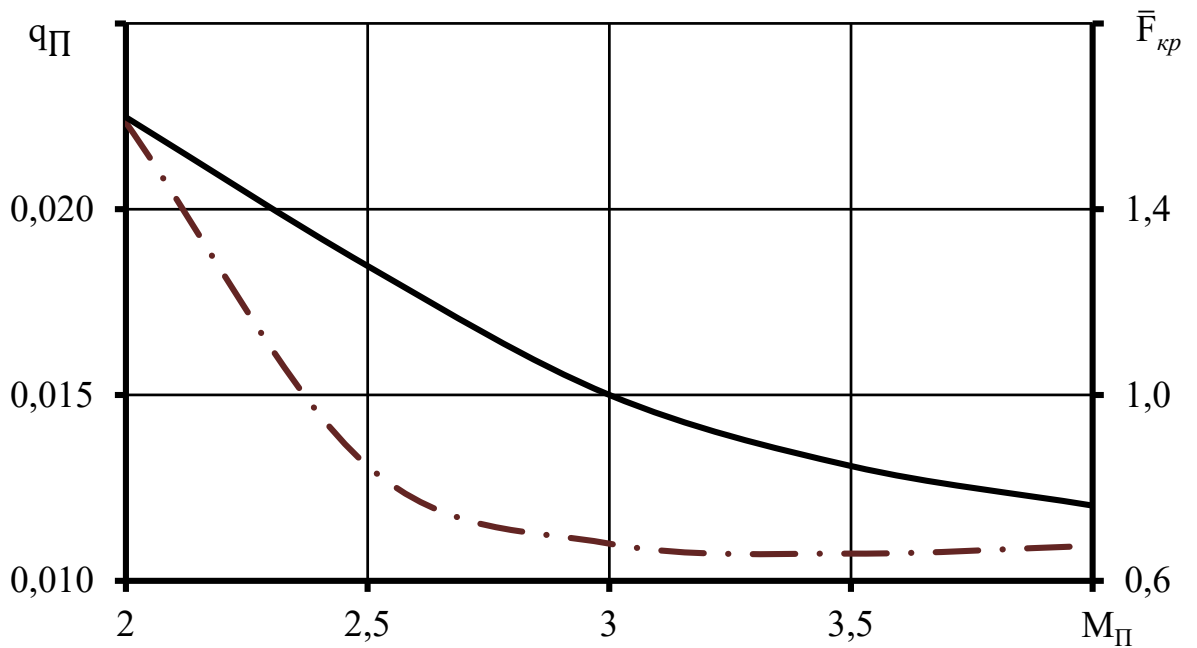


Рис. 4.18. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРДДФ на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

$$\text{—} \quad \bar{F}_{кр}; \quad \text{-} \cdot \text{-} \cdot \text{-} \quad q_{\Pi}$$

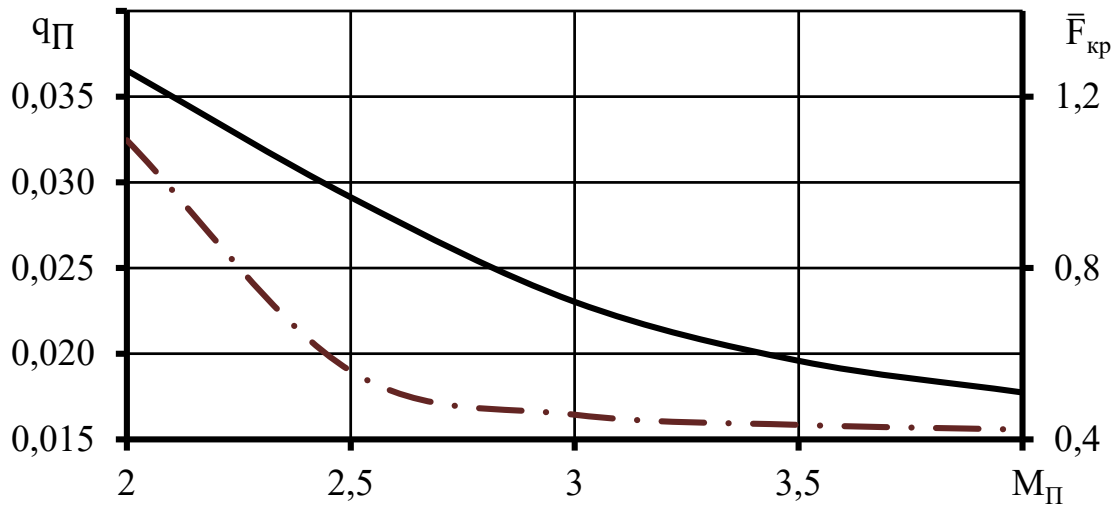


Рис. 4.19. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРДДФ_{II} на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту — $\bar{F}_{кр}$; — · — $q_{П}$

На представлених на рис. 4.17 – 4.19 залежностях $F_{кр}$ віднесено до $F_{ВП}$. З метою порівняння найвигідніших значень регульованих факторів для різних схем СУ на прямоточному режимі на рисунку 4.20 представлені залежності $\bar{F}_{кр.нв} = f(M_{П})$, де $F_{кр}$ віднесено до $F_{ВП.нв}$. Тут же показані залежності $q_{П} = f(M_{П})$.

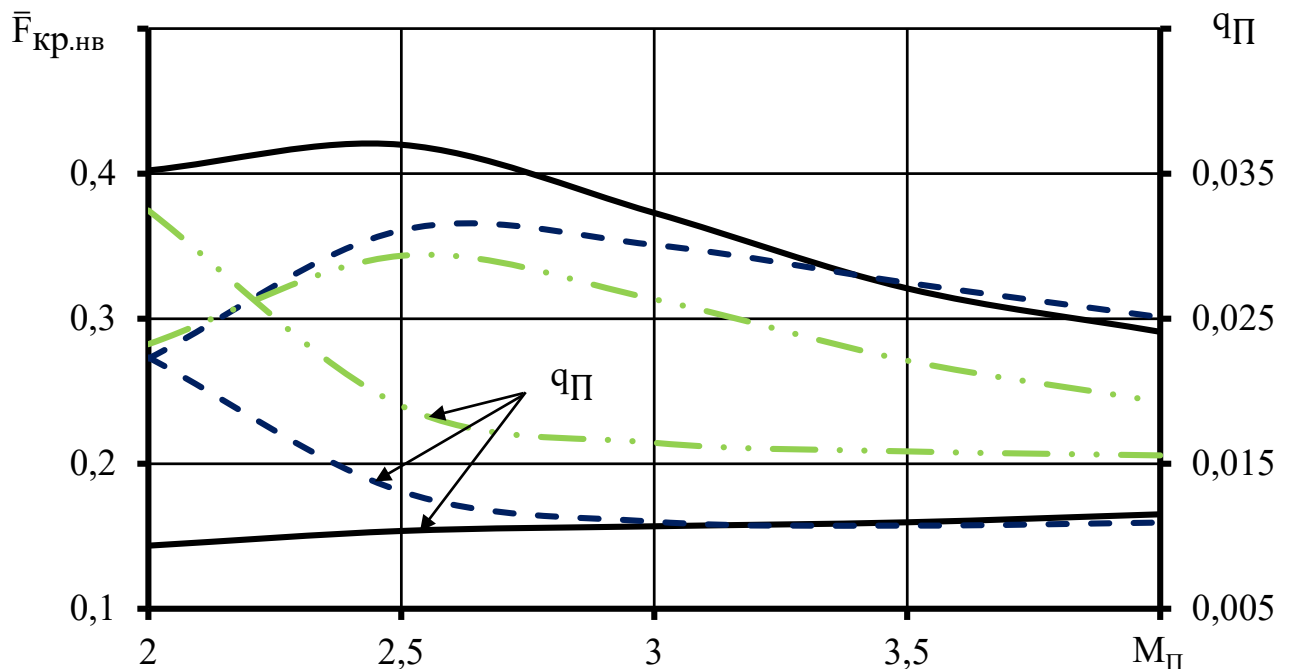


Рис 4.20. Значення $\bar{F}_{кр.нв}$ і $q_{П}$ від швидкості польоту:

- — ТРДП;
- · — ТРДДФ з прямоточними режимами;
- · — ТРДДФ_{II} з прямоточними режимами

Для всіх ТРДД з прямоточним режимом $F_{ВП} < F_{ВП,нв}$, через те, що ТРДД з $F_{ВП,нв}$ не забезпечує вихід на режим переходу, де відбуваються включення прямоточного режиму при $M_{П} = 2$. Неоптимальність $F_{ВП}$ призводить до збільшення C_R через те, що зменшуються витрати повітря, пов'язані із зменшенням $F_{ВП}$, що вимагає збільшення θ^* , яке виявляється більше, ніж $\theta^*_{ек}$. Зростання θ^* реалізується шляхом збільшення $q_{П}$ (рис. 4.20).

Характерно, що при $M_{П} = 3,3 \dots 4$ відносна витрата палива і $F_{кр}$ приблизно однакові для ППРД і ТРДДФ на прямоточному режимі. При цьому приблизно однакові і повні параметри потоку, а також витрата повітря. Однаковість повного тиску ППРД і ТРДДФ на прямоточному режимі пояснюється тим, що в ТРДДФ більше втрати p^* через вентилятор, але менше в камері згоряння через менші швидкості, що обумовлено більшою площею поперечного перерізу каналу. Наслідком цього є приблизна однаковість C_R і $\bar{m}_{П}$. Величина $\bar{m}_{П}$ є визначальною для трансокеанських польотів, тому величини $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{су})$ для ТРДДФ і ТРДП в діапазоні $M_{П} = 3,3 \dots 4$ відрізняються мало (рис. 4.4). Для вибору типу ПРД у цьому діапазоні чисел $M_{П}$ потрібні більш детальні дослідження з урахуванням усіх ділянок профілю польоту.

4.1.9 Вибір конкуруючих варіантів СУ ЛА для порівняння з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту

В якості крейсерській швидкості польоту прийнята швидкість, відповідна $M_{П} = 3,2$. З рис. 4.4 видно, що для цієї швидкості польоту конкуруючими варіантами є СУ з ТРД і ТРДП.

Рисунку 4.4 відповідає ТРД з $T_r^* = 1710$ К, $\pi_k^* = 10$ і ТРДП на прямоточному режимі з $q_{П} = 0,108$ ($T_{\phi}^* = 1046,5$ К) і $\bar{F}_{кр} = 0,341$. Ці параметри робочого процесу приймаються базовими для подальшого пошуку найвигідніших значень параметрів робочого процесу на основі інтегрування рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту з оптимізацією регульованих параметрів в кожній точці

профілю польоту з умови мінімуму витрати палива на елементарній ділянці траєкторії заданої довжини при забезпеченні потрібної тяги СУ ЛА.

4.2 Етап коректора

На цьому етапі розглядаються конкуруючі варіанти СУ, визначені за результатами аналізу крейсерської ділянки польоту, з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту.

4.2.1 Вихідні данні

Вихідними даними для розрахунку на етапі «коректора» є параметри СУ, отримані на етапі «предиктора». Врахування ділянок виходу на крейсерський режим і зниження може змінити як величину відносної маси палива і СУ, так і найвигідніші значення параметрів робочого процесу СУ [14]. Зміна параметрів зростає при зменшенні відношення довжини ділянки крейсерського польоту до всієї дальності польоту. Для трансокеанських перельотів це відношення близьке до одиниці, тому слід очікувати, що найвигідніші значення параметрів робочого процесу СУ будуть перебувати в оточенні цих значень, які отримані при оптимізації за ділянкою крейсерського польоту.

Врахування ділянок виходу на крейсерський режим і зниження полягає в чисельному рішенні диференціальних рівнянь руху ЛА на цих ділянках по заданій траєкторії з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування рівнянь руху ЛА за критерієм мінімуму маси палива, яка витрачається на подолання елементарної ділянки шляху.

Крім того, оскільки для ТРДП крейсерський політ відбувається в режимі прямооточного повітряно-реактивного двигуна, а вихід на крейсерський режим виконується в режимі ТРД, то необхідно визначити найвигідніші значення параметрів робочого процесу ТРДП в режимі ТРД за критерієм $(\bar{m}_П + \bar{m}_{СУ})_{\min}$.

Тому параметри робочого процесу на злітному режимі ТРДП повинні варіюватися в широкому діапазоні.

Значення T_G^* для ТРД і ТРДП в режимі турбореактивного двигуна задавалося максимальним згідно з рекомендаціями [7]. На режимі виходу на крейсерський режим прямоточний контур ТРДП не працює. Тому варійованим параметром робочого процесу для ТРД і ТРДП в режимі ТРД є тільки π_K^* . Причому, для ТРД π_K^* має варіюватися в вузькому діапазоні поблизу 10, а для ТРДП в режимі ТРД в широкому діапазоні $\pi_K^* = 4,5 \dots 13,5$. Значення $\pi_K^* > 13,5$ не розглядалися через недостатність тяги при заданому значенні T_G^* для виходу на крейсерський режим польоту $M_{\Pi} = 3,2$.

4.2.2. Вибір складу і параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ для заданої крейсерської швидкості польоту з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту

На рис. 4.21 показана залежність відносної маси палива і силової установки від ступеня підвищення тиску на злітному режимі $\pi_{K.p}^*$ для ТРД і ТРДП, отримана з урахуванням рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування рівнянь руху ЛА. Оптимізація параметрів силової установки здійснювалася за критерієм мінімуму маси палива, яка витрачається на подолання елементарної ділянки шляху, при крейсерській швидкості польоту $M_{\Pi} = 3,2$.

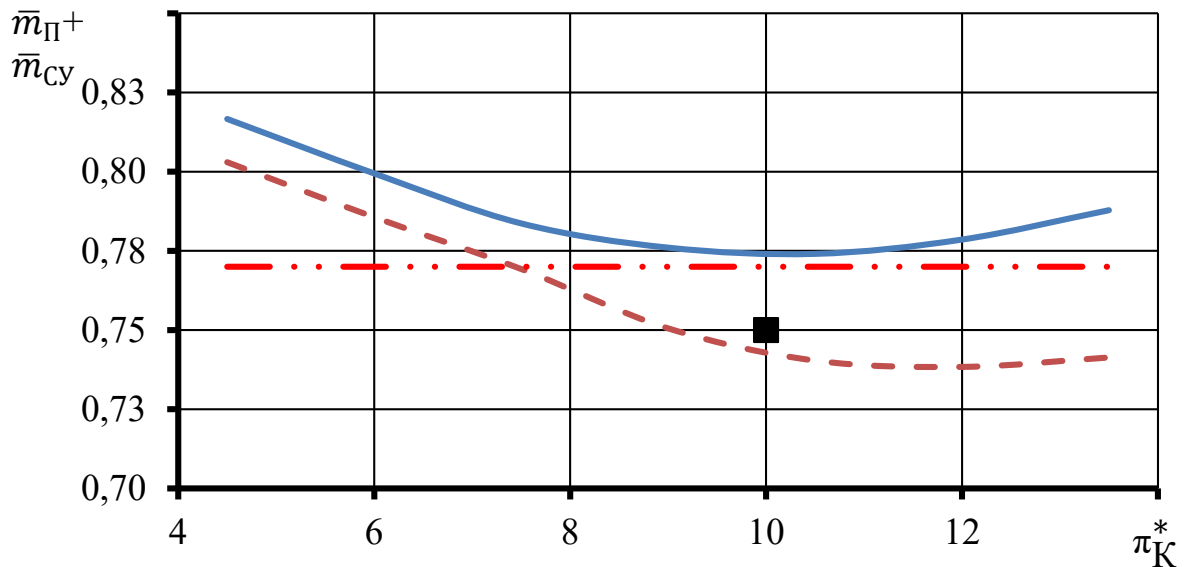


Рис.4.21 Залежності відносної маси палива і СУ для ТРД і ТРДП від $\pi_{K.взл}^*$ при $M_{\Pi} = 3,2$: ■ – точка, що характеризує параметри ЛА і СУ з ТРД при оптимізації за крейсерською ділянкою шляху ($\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV}$); — · · — — лінія, що характеризує параметри ЛА і СУ з ТРДП при оптимізації за крейсерською ділянкою шляху; — — — — — ($\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV}$) для ТРДП з урахуванням рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування; - - - - - ($\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV}$) для ТРД з урахуванням рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування

З рисунка 4.21 видно, що відносна мінімальна маса палива та СУ для ТРДП складає $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV}) = 0,7741$, а для ТРД $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV}) = 0,7384$ при $\pi_{K.взл}^* = 10,5$ і $\pi_{K.взл}^* = 12$ відповідно. Отримане значення $\pi_{K.p}^*$ для ТРД корелює з результатами роботи [8], де при $T_{\Gamma}^* = 1650 \text{ K}$ $\pi_{K.взл}^* = 10$, з урахуванням того, що π_K^* економічне зростає з ростом T_{Γ}^* [5].

Оптимізація параметрів злітного режиму СУ з урахуванням рівнянь руху ЛА для всього профілю польоту з оптимізацією програми управління СУ на всіх елементарних ділянках польоту за критерієм мінімуму потрібної маси палива та СУ на його подолання дозволила скорегувати величини найвигідніших значень параметрів робочого процесу на злітному режимі і уточнити величину $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV})$.

4.3 Висновки до четвертого розділу

1. За допомогою розробленого методу встановлено закономірності зміни відносної маси палива та СУ від швидкості крейсерського польоту у діапазоні $M_{П} = 1,5 \dots 4$ для складів СУ з турбореактивними та прямоточними режимами роботи із забезпеченням оптимальних параметрів СУ на злітному та крейсерському режимах при заданих профілі польоту (з трансокеанською дальністю), геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА. Використання цих закономірностей дозволяє вибрати найвигідніший склад СУ з точки зору мінімуму відносної маси палива і СУ залежно від швидкості надзвукового крейсерського польоту або вибрати швидкість польоту ЛА при заданому складі СУ.

2. Отримано залежності оптимальних параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Використання цих залежностей дозволяє вибрати злітні параметри робочого процесу, які забезпечують зліт, вихід на крейсерський режим і $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$.

3. Отримано залежності оптимальних значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу СУ на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Використання цих залежностей дозволяє обґрунтувати програму управління СУ, що забезпечує $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$.

4. Для швидкості крейсерського польоту $M_{П} = 3,2$ за допомогою отриманих закономірностей обрані кращі конкуруючі варіанти СУ – СУ з ТРД і ТРДП.

5. Для СУ з ТРД і ТРДП із заданою крейсерською швидкістю польоту $M_{П} = 3,2$ уточнені параметри робочого процесу з умови $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ при урахуванні рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту. Врахування ділянок виходу на крейсерський режим і зниження дозволило більш точно визначити величину $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})$ і оцінити відмінність результатів оптимізації за крейсерською ділянкою польоту і всьому профілю польоту. Ця відмінність становить менше 2% для ТРД і менше 1% для ТРДП.

4.4 Література до четвертого розділу

1. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 / Morgenstern J. and other. *NASA Report*. 2015. Report id: CR – 2015-218719. 396 P. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837>
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. Проектирование самолетов. Москва: Машиностроение, 1983. 616 с.
3. Yicheng S., Howard S. Review and prospect of supersonic business jet design. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. №. 90 (2017). P. 12–38. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.12.003>
4. Батыров Т. Россия и ОАЭ разработают сверхзвуковой бизнес-джет. *Forbes* : веб-сайт. URL: <https://www.forbes.ru/newsroom/biznes/421741-rossiya-i-oae-razrabotayut-sverhzhukovoy-biznes-dzhet>_(дата обращения: 26.06.2021)
5. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Акимов В. М. и др.; под ред. С. М. Шляхтенко. Москва : Машиностроение, 1987. 568 с.
6. Walsh P. P., Fletcher P. Gas Turbine Performance: 2nd ed. London: Blackwell Science Ltd, 2004. 646 p.
7. Turbojet and turbofan engines for a Mach 3 supersonic transport / Dugan F. J., Koenig R. W., Whitlow J. B., McAuliffe T. B. *NASA Report*. 1964. Report Id: 64-21540. 12 p.
8. Кишалов, А. Е., Маркина К. В. Исследование и прогнозирование газодинамических параметров потока камер сгорания авиационных ГТД. *Вестник воронежского государственного технического университета*. 2017. № 13(1). С. 60–68.
9. Jaminson, R.R. Power Units for Very High Speed Winged Vehicles. *Aerospace Proceeding*. England: Bristol, 1966. P. 484–513.
10. A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport / Berton Jeffrey J. and other. *NASA Report*. 2005. Report Id: TM–2005-213414. 106 p.
11. Кіслов О. В., Шевченко, М. А. Особливості розрахунку та регулювання двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згорання в зовнішньому контурі в прямоточному режимі роботи. *Авіаційно-*

космічна техніка і технологія. 2020. № 6(166). С. 15–23. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2020.6.02>.

12. Van Rooij M.P.C., Dang T.Q., Larosiliere L.M. Enhanced Blade Row Matching Capabilities via 3d Multistage Inverse Design and Pressure Loading Manager. Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, June 9-13, 2008, Germany: Berlin, GT2008-50539 URL: <https://asmedigitalcollection.asme.org/GT/proceedings-abstract/GT2008/43161/2389/334547>

13. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. Москва : Машиностроение, 1979. 432 с.

14. Шевченко М.А. Вибір складу, параметрів робочого процесу і режиму роботи силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 3(171).С. 32–41. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.04>.

15. Shevchenko M. A. Selection of composition and operation mode of propulsion system for the supersonic aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали ХХІХ міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2021 Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я, 18 – 20 травня. 2021 р.: у 5 ч. Ч. І. Харків : НТУ «ХП», 2021. С. 333.

16. Kislov O. V., Shevchenko M. A. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. № 3 (3 (111))Р. 6–14. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850>

17. Bondaryuk M. N, Il'yashenko S. M. Ramjet engines : Gosudarstvennoye Izdatel'stvo Oboronnoy Promyshlennosti. Moscow, 1958. 451 p. Available at: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/AD0607169.pdf> (Last accessed 25.08.2021).

ВИСНОВКИ

В результаті комплексного теоретичного дослідження вирішене науково-практичне завдання встановлення закономірностей зміни складу та параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту, важливого при створенні високошвидкісного пасажирського літака класу бізнес-джет.

У рамках дисертаційної роботи проведено обґрунтування підходу до вибору складу і параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА та розроблено двоступеневий метод вибору складу та параметрів СУ ЛА типу «предиктор-коректор». Проведені чисельні дослідження та встановлені закономірності, які дозволили сформулювати рекомендації щодо вибору складу і параметрів СУ для ЛА з надзвуковою крейсерською швидкістю.

В ході виконання дисертаційних досліджень були отримані нові наукові та практичні результати:

1. Проведено декомпозицію комплексної задачі вибору параметрів профілю польоту, ЛА та СУ на складові, що дозволило представити вихідну задачу у вигляді послідовності більш простих задач, які відповідають профілям літакобудівних та авіадвигунобудівних проєктних організацій. Наступна композиція цих задач дозволяє оптимізувати не тільки склад та параметри СУ, але й параметри ЛА та профілю польоту.

2. Розроблено метод вибору складу, параметрів робочого процесу та режиму роботи СУ для ЛА з надзвуковими крейсерськими швидкостями польоту, який на відміну від відомих, є двоступеневим, що дозволяє більш ефективно одержувати і обробляти результати розрахунків. Окрім цього, особливістю методу є отримання ряду найкращих векторів параметрів СУ, які є вихідними даними для подальшої багатокритеріальної оптимізації складу і параметрів СУ.

3. Удосконалена математична модель робочого процесу камери згоряння. В ній неявно враховано вплив зміни хімічного складу робочого тіла на різних

режимах роботи камери згоряння на ентальпію робочого тіла шляхом використання експериментальних даних для ентальпії компонентів суміші газів з урахуванням їх термічної дисоціації.

4. Удосконалена математична модель робочого процесу ТРДДФ, ТРДДФ_П і ТРДП на прямоточному режимі шляхом урахування донного опору та втрат повного тиску, які обумовлені наявністю вентилятора з поворотними лопатками у флюгерному положенні, раптовим розширенням потоку на вході у камеру змішування.

5. Виконано верифікацію удосконалених математичних моделей СУ та їх елементів шляхом порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними «General Electric» та розрахунковими даними, отриманими М.М. Бондарюком. Отримано задовільний збіг результатів моделювання робочого процесу камери згоряння та швидкісних характеристик ПВРД із експериментальними та розрахунковими даними інших авторів. Обґрунтування достовірності результатів математичного моделювання аеродинамічних характеристик і руху ЛА виконано шляхом порівняння результатів розрахунку з даними NASA. Відмінність отриманих результатів від наявних даних при моделювання аеродинамічних характеристик і параметрів ЛА у крейсерському польоті складає 2 % і 0,5% відповідно.

6. За допомогою розробленого методу встановлені закономірності зміни відносної маси палива і СУ для трансокеанській дальності польоту при оптимальних параметрах СУ на злітному та крейсерському режимах в залежності від швидкості крейсерського польоту ($M_{П} = 1,5 \dots 4$). Використання цих закономірностей дозволяє вибрати склад і параметри робочого процесу СУ в залежності від швидкості надзвукового крейсерського польоту або вибрати найвигіднішу швидкість польоту ЛА при заданому складі СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ.

7. Отримано залежність оптимальних параметрів робочого процесу силової установки на злітному режимі від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Використання цих залежностей дозволяє вибрати злітні параметри робочого

процесу, які забезпечують зліт, вихід на крейсерський режим та мінімум відносної маси палива і СУ.

8. Отримано залежності оптимальних значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу силової установки на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту, що забезпечують мінімум відносної маси палива і СУ.

9. Встановлено, що для ЛА з надзвуковою швидкістю крейсерського польоту з профілем польоту, який характерний для трансокеанських маршрутів, необхідні різні склади силової установки та різні параметри робочого процесу на злітному і крейсерському режимах в залежності від величини швидкості крейсерського польоту.

10. На основі отриманих закономірностей встановлено, що для швидкостей крейсерського польоту $M_{\Pi} < 2,3$ конкуруючими є СУ з ТРДД_{ЗМ} і ТРДД, для $M_{\Pi} = 2,3 \dots 3,1$ – ТРДД і ТРД, для $M_{\Pi} = 3,1 \dots 3,7$ – ТРД, ТРДП і ТРДДФ на прямоточному режимі, для $M_{\Pi} > 3,7$ – ТРДП, ТРДДФ на прямоточному режимі.

11. Отримано, що для ЛА з заданим профілем польоту, геометричними, масовими та аеродинамічними характеристиками максимальне значення комерційного навантаження досягається при використанні СУ з ТРДД_{ЗМ} для швидкості крейсерського польоту $M_{\Pi} = 2$ і складає $\bar{m}_{KH} = 0,025$.

12. Розроблений метод застосовано для визначення конкуруючих СУ за критерієм $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ для заданих профілю польоту, геометричних, масових та аеродинамічних характеристиках ЛА і швидкості крейсерського польоту $M_{\Pi} = 3,2$ з метою подальшої багатокритеріальної оптимізації. Визначено, що найбільш конкурентними є СУ з ТРД і ТРДП з $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ}) = 0,7384$ і $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{СУ}) = 0,7741$ відповідно.

13. Перевагою використання методу типу «предиктор-коректор» є можливість непрямой оцінки достовірності моделювання шляхом порівняння результатів розрахунку етапу «предиктор» з результатами етапу «коректор». При збільшенні ролі крейсерської ділянки польоту відмінність цих результатів

зменшується. Для профілю польоту з транскеанською дальністю, в якому крейсерська ділянка складає 92,5%, для крейсерської швидкості польоту $M_{\Pi} = 3,2$ відмінність результатів оптимізації ($\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CV}$) на етапі «предиктора» і на етапі «коректора» становить менше 2% для ТРД і менше 1% для ТРДП. При цьому найвигідніше значення $\pi_{к.р}^*$ для ТРД змінилося з $\pi_{к.р}^* = 10$ на $\pi_{к.р}^* = 12$. Для ТРДП на етапі «предиктора» найвигідніше значення $\pi_{к.р}^*$ визначити неможливо, оскільки ділянка виходу на крейсерський режим, де працює розгінний ТРД, розглядалася спрощено. На етапі «коректора» визначено найвигідніше значення $\pi_{к.р}^* = 10,5$.

Перспективами подальшого дослідження є:

- розгляд додаткових схем СУ, зокрема, форсованих ГТД, в яких з'являється можливість комбінування форсованих і нефорсованих режимів роботи;
- вбудовування розробленого методу у склад методу більш високого рівня, в якому оптимізуються параметри ЛА при заданому профілі польоту;
- подальший розвиток методу в бік багатокритеріальної оптимізації.

Поставлені в дисертаційній роботі завдання вирішені, мета дослідження досягнута.

ДОДАТОК А СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Статті у наукових фахових видання затверджених МОН України:

1. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Метод вибору складу і режиму роботи силової установки, режиму роботи для літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології*. 2020. № 88. С. 51–61. DOI: <https://doi.org/10.32620/oikit.2020.88.04>.

2. Амброжевич М. В., Шевченко, М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності компонент повітря та продуктів згорання з урахуванням впливу тиску і ефекту термічної дисоціації. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2019. № 1(153). С. 4–17. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.1.01>.

3. Ambrozhevich M. V., Shevchenko, M. A. Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation *Aerospace technic and technology*. 2019. № 2(154). P. 18–29. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2019.2.02>

4. Кіслов О. В., Шевченко, М. А. Особливості розрахунку та регулювання двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згорання в зовнішньому контурі в прямоточному режимі роботи. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2020. № 6(166). С. 15–23. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2020.6.02>.

5. Шевченко М. А. Вибір складу, параметрів робочого процесу і режиму роботи силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 3(171). С. 32–41. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.04>.

Статті у виданнях, що реферуються у базі даних Scopus:

6. Kislov O. V., Ambrozhevich M. V., Shevchenko M. A. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. №2 (8 (110)), P. 23–30. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.229515>

7. Kislov O. V., Shevchenko M. A. Development of a method for selecting a

cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. № 3 (3 (111)). P. 6–14. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.233850>

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

8. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності продуктів згорання. *Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ 2017* : матеріали Всеукр. научн. – техн. конф., 31 жовтня – 3 листопада 2017 г. Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», 2017. Том 1. С. 124.

9. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вплив тиску та ефекту термічної дисоціації на питому ізобарну теплоємність продуктів згорання. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVI міжн. наук. – практ. конф. MicroCAD-2018, 16 – 18 травня 2018 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2018. С. 226.

10. Амброжевич М. В., Шевченко М. А. Вирази середньої питомої ізобарної теплоємності компонентів продуктів згорання вуглеводневих палив як функції температури та тиску з урахуванням ефекту термічної дисоціації. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.

11. Кіслов О. В., Шевченко М. А. Підходи до визначення складу силової установки для літального апарату зі швидкостями польоту $M_{п} = 0...4$. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2019, 15 – 17 травня. 2019 р.: у 4 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2019. С. 368.

12. Shevchenko M. A. Composition and Operation Mode of Propulsion with Turbojet Engine for $M = 0...4$ Supersonic Aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали XXVIII міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2020, 28 – 30 жовтня. 2020 р.: у 5 ч. Ч. I. Харків : НТУ «ХП», 2020. С. 348.

13. Шевченко М. А. Спосіб підвищення точності розрахунку питомої витрати палива при розрахунку характеристик ГТД. *XXV - міжнародний конгрес двигунобудівників*: матеріали Конгресу. Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т». 2020. С 53.

14. Shevchenko M. A. Selection of composition and operation mode of propulsion system for the supersonic aircraft. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я* : матеріали ХХІХ міжн. наук. – практична конференція MicroCAD-2021 Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я, 18 – 20 травня. 2021 р.: у 5 ч. Ч. І. Харків : НТУ «ХПІ», 2021. С. 333.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

15. Розробка та удосконалення методів математичного моделювання газотурбінних двигунів, турбомашин та турбоустановок різного призначення: звіт про НДР (заключн.) / Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»; кер. Л. Г. Бойко; викон.: М. А. Шевченко та ін. (№ держреєстру: 0118U001842). Харків, 2020. 198 с

ДОДАТОК Б КОЕФІЦІЄНТИ РОЗРАХУНКУ МАСИ ТРД(Д)

Таблиця Б.1. Коефіцієнти розрахунку маси ТРД(Д)

Тип ГТД	$0,5 \leq (G_1)_{np.v.zz_0} \leq 5,$ кг/с			$5 \leq (G_1)_{np.v.zz_0} \leq 50,$ кг/с			$(G_1)_{np.v.zz_0} \geq 50,$ кг/с		
	B	c ₁	c ₂	B	c ₁	c ₂	B	c ₁	c ₂
ТРД(Д)	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5

ДОДАТОК В ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕЖИМІВ РОБОТИ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ
ДВИГУНА CF6-80A, ХІМІЧНІ СКЛАДИ АВІАЦІЙНОГО ГАСУ ТА
АТМОСФЕРНОГО ПОВІТРЯ

Таблиця В.1

Характеристики роботи камери згоряння

Режим	Параметри на вході в камеру згоряння			Середня температура газу на виході з камери згоряння, К	Коефіцієнт виділення тепла, %	Витрата палива (авіаційний гас), г/с
	Температура повітря, К	Тиск повітря, МПа	Витрата повітря, кг/с			
Зниження на посадку, 30% тяги	614	1,102	7,09	1039	99,8	93,9
Набір висоти	772	2,426	13,42	1339	99,9	282,6
Зліт	805	2,789	15,02	1482	99,8	343,1
Крейсерський мінімальний	608	0,621	3,96	985	99,9	55,6
Крейсерський нормальний	686	0,936	5,49	1207	99,9	100,8
Крейсерський максимальний	726	1,132	6,4	1286	99,9	130,4

Таблиця В.2

Хімічний склад авіаційного гасу

Компонент	Мольна частка n_i	Масова частка g_i
Вуглець С	0,328641	0,852045
Водень Н	0,671070	0,145955
Сірка S	0,000289	0,002000

Таблиця В.3

Хімічний склад атмосферного повітря *

Компонент	Хімічна формула	Мольна частка x_i	Масова частка g_i
Азот	N ₂	0,768484	0,747711
Кисень	O ₂	0,206161	0,229120
Аргон	Ar	0,009217	0,012788
Вуглекислий газ	CO ₂	0,000314	0,000480
Вода	H ₂ O	0,015824	0,009901

Примітка: $*p_n=101325 \text{ Па}$; $t_n=27 \text{ }^\circ\text{C}$; $d=10 \text{ г/кг}$ сухого повітря, молярна маса вологого повітря $28,792 \text{ кг/кмоль}$

ДОДАТОК Г АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи
Національного оборонного
університету ім. М. С. Жуковського
"Х"



Володимир ПАВЛІКОВ

2022

АКТ № 1 від 16.01 2022 р.

про впровадження результатів дисертаційного дослідження
асистента кафедри 201

ШЕВЧЕНКА Михайла Анатолійовича
на здобуття ступіня вищої освіти – доктор філософії
за спеціальністю 142 – Енергетичне машинобудування

Комісія у складі:

голови: завідувача кафедри теорії авіаційних двигунів,
д.т.н., професора Людмили БОЙКО

членів: доцента кафедри теорії авіаційних двигунів, к.т.н. Ксенії ФЕСЕНКО;
доцента кафедри теорії авіаційних двигунів, к.т.н., с.н.с. Олександра ДЬОМІНА

у період з 17 січня 2022 року до 31 січня 2022 року розглянула матеріали наукових
досліджень ШЕВЧЕНКА Михайла Анатолійовича.

Комісія засвідчує:

1. Результати дисертаційного дослідження, які особисто проведені ШЕВЧЕНКОМ Михайлом Анатолійовичем, містять аналіз та розробку шляхів визначення відносних витрат палива у камерах згорання повітряно-реактивних двигунів, які дозволяють неявно врахувати термічну дисоціацію продуктів згорання.

2. Запропоновані математична модель та методика визначення відносних витрат палива у камерах згорання повітряно-реактивних двигунів з неявним урахуванням термічної дисоціації продуктів згорання.

Практичне застосування методики забезпечує підвищення точності розрахунку відносних витрат палива, що доведено шляхом порівняння з експериментальними даними та результатами розрахунку без урахування термічної дисоціації продуктів згорання.

3. Результати наукових досліджень впроваджені у науково-дослідній роботі (№ держреєстру: 0118U001842).

4. Результати наукових досліджень використані при розробці робочих програм та внесені у лекційні курси дисциплін «Робочі процеси в ГТД та їх елементах» та «Теорія повітряно-реактивних двигунів», «Математичні моделі і методи в розрахунках на електронно-обчислювальних машинах».

5. Результати наукових досліджень вважати реалізованими.

Голова комісії: д.т.н., професор

Людмила БОЙКО

Члени комісії: к.т.н.

Ксенія ФЕСЕНКО

к.т.н., с.н.с.

Олександр ДЬОМІН