

Державне підприємство «АНТОНОВ»
Державний концерн «УКРОБОРОНПРОМ»

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ШМИРЬОВ ВОЛОДИМИР ФЕДОРОВИЧ

УДК 629.7.01

ДИСЕРТАЦІЯ

**НАУКОВІ ОСНОВИ ПРОЕКТУВАННЯ ТА
СТВОРЕННЯ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ
ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук.

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

_____ В. Ф. Шмирьов

Науковий консультант: Гребеніков Олександр Григорович
доктор технічних наук, професор

Київ – 2020

АНОТАЦІЯ

Шмирьов В. Ф. Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.02 «Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів» – Державне підприємство «АНТОНОВ», Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Дисертаційну роботу присвячено розробленню наукових основ проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії з оптимізацією за еквівалентною масою, включаючи повітрозбірники, та закладено наукові основи проектування систем протиобмерзання літаків, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проектуванням протиобмерзачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака.

Тема дисертаційної роботи пов'язана з виконанням «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2010 року», затвердженої постановою КМУ від 12.12.2001 року № 1665-25; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 року № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Дисертаційна робота є частиною комплексу робіт з розрахунково-експериментальних досліджень, проектування, льотних випробувань, сертифікації та впровадження в експлуатацію літаків транспортної категорії розробки ДП «АНТОНОВ».

Проведено аналіз сучасного стану наукових основ проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії який показав широке коло наукових дисциплін, які задіяні в опису фізичних процесів функціонування енергозалежних систем: аеродинаміка, газова динаміка, теплофізика, міцність, математична статистика та інше.

Проведений аналіз показав, що для забезпечення конкурентоспроможності створюваних літаків енергозалежні систем та комплекси повинні мати високі показники паливної ефективності, екологічності, надійності, забезпечити підвищений комфорт і безпеку для пасажирів, а також низькі експлуатаційні витрати.

Проведений аналіз методів проектування літаків транспортної категорії показав, що для реалізації методологічних основ проектування енергозалежних систем сучасних літаків необхідно розробити науково обґрунтовану методологію проектування енергозалежних систем літака, спрямовану на підвищення енергоефективності пов'язаних з двигуном систем, таких як повітряні системи, системи електрозабезпечення, гідравлічні системи, загальним для яких є жорстка топологія прив'язування їх до літака, що дозволяє оптимізувати їх за установчою або еквівалентною масою. Поряд із загальною задачею проектування енергетичного комплексу докладно розглянуто методи проектування ключових елементів систем, таких як проектування захищуваних несних поверхонь літака, структурне формування систем, а також способи їх керування, що дозволяють підвищити енергоефективність літака в цілому, зокрема, за рахунок зменшення кількості відібраної потужності від двигуна.

В роботі наведено ряд розроблених нових конструктивно-технологічних рішень, які застосовані при створенні енергозалежних систем літаків Ан-124, Ан-77, Ан-140, сімейства Ан-1Х8 (мотогондол двигуна, систем підготовки повітря, систем кондиціонування, систем протиобмерзання, розподільних мереж повітряних, гідравлічних і електричних систем)

Наведені приклади використання розроблених наукових основ проектування при виконанні структурного аналізу модифікацій літаків, пов'язаних із заміною двигуна.

Для сучасної авіації характерні тенденції на створення більш економічних і безпечних систем літака, збалансованих з енергетикою літака, з чим пов'язане їх сильне ускладнення, зокрема ускладнення алгоритмів керування енергозалежними системами літака. Важливим етапом після вибору двигуна є пошук

шляхів збереження його потужності, пов'язаних зі створенням мотогондולי на досягнення мінімальних втрат енергетики на зовнішню аеродинаміку і втрат по газодинамічному тракту.

Повітрозбірник авіаційного двигуна – це ретельно спроектована й виготовлена конструкція, від виконання якої залежать параметри і надійність роботи двигуна у всіх експлуатаційних режимах.

Вибір вхідного пристрою є предметом комплексних досліджень, що враховують не тільки вимоги забезпечення найкращих умов роботи двигунної установки, але й характеристики літака в цілому.

До найважливіших систем літака, які енергетично пов'язані з двигуном, відносяться система підготовки і розподілу повітря, система кондиціонування, система захисту від обмерзання, система енергопостачання та гідравлічні системи. Зазначені системи складаються з великої кількості різноманітних агрегатів і механізмів зі своїми підсистемами керування.

В даний час велике значення приділяється енергоефективності літака й, зокрема, зменшенню кількості повітря, яке відбирається від маршових силових установок (СУ) на літакові потреби. Відомо, що при відборі повітря від маршової силової установки потужність двигуна істотно знижується. Одним з основних споживачів повітря є повітряно-теплова система протиобмерзання (ПТ СПО) літака, яка забезпечує підведення необхідної кількості тепла до заданої поверхні протиобмерзача. У зв'язку з цим, зменшення кількості повітря, яке відбирається від маршової СУ на потреби ПТ СПО, при збереженні її ефективної роботи, є актуальною технічною задачею.

Розглянуті в даній роботі системи й процеси характеризуються як складні. При їх вивченні необхідний системний підхід, що включає багатокритеріальність, багатофакторність, адекватний метод опису, ефективність застосовуваних моделей.

Прийняття формалізованих рішень в моделюванні складних систем визначається їх основними властивостями. У більшості випадків моделювання складних систем проводиться з використанням статистичних методів.

Одержання математичних моделей базується на прийнятих передумовах множинного регресивного аналізу, які мають виконуватися по відношенню до модельованої реальної дійсності. Прийняті передумови багатофакторного регресивного аналізу зумовлюють обґрунтованість одержаних результатів і властивостей моделей, забезпечують вирішення реальних задач.

Створення методів побудови математичних моделей за результатами проведення багатофакторного чисельного експерименту дозволяє систематизувати й формалізувати процеси, що протікають.

Вимоги до критеріїв якості одержуваних багатофакторних математичних моделей зростають.

Одержаний при проектуванні й вивчений в процесі випробувань і експлуатації енергетичний баланс літака дозволяє обґрунтовано розглядати модифікацію літака як при заміні силової установки, так і при заміні її основних елементів енергозалежних систем літака. Оцінка зводиться до аналізу аеродинамічних особливостей модифікації, пов'язаних з особливостями конструкції мотогондол, зміною елементів захисту від обмерзання, появою нових повітрозабірників в повітряних системах, тому що для конкретного літака топографія трас систем залишається незмінною й енергетичні витрати на літакові потреби, як правило, не змінюються.

Реалізація розроблених наукових основ і методів проектування енергозалежних систем та комплексів полягає у вирішенні актуальної й важливої науково-прикладної проблеми з дослідження характеристик «встановленого» двигуна, аналізу впливу на них літакових енергозалежних систем, розробці методів і способів їх мінімізації, комплексного підходу до формування критеріїв оптимізаційних циклів при проектуванні й вирішенні конкретних задач при створенні модифікацій літаків.

Для вирішення поставленої науково-прикладної проблеми в дисертації було сформульовано й вирішено такі задачі:

1. Виконано аналіз тягово-витратних характеристик газотурбінного двигуна та окреслена різниця між «ідеальним» і «встановленим» двигуном.

2. Досліджені фактори, що впливають на формування повітрязбірника двигуна та забезпечують його максимальну ефективність.

3. Виконано аналіз впливу відборів повітря на тягові характеристики силової установки.

4. Виконано аналіз структур систем кондиціонування повітря як основного споживача стисненого повітря на літаку.

5. Досліджені особливості зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь літака й запропоновано методологію проектування протиобмерзачів.

6. Проведено аналіз і запропоновані ефективні алгоритми розрахунку гідролічних мереж повітряно-теплових систем протиобмерзання із забезпеченням необхідного розподілу теплової енергії за розмахом крила.

7. Запропонована методологія організації оптимізаційних процесів при проектуванні енергозалежних систем літака.

8. Виконано аналіз характеристик сімейства літаків Ан-1Х8 і вироблені рекомендації щодо виду їх енергозалежних систем і силової установки.

9. Досліджені шляхи вдосконалення літаків за рахунок впровадження комбінованих силових установок.

10. Розроблена концепція літака Ан-188 для забезпечення суттєвих конкурентних переваг в класі оперативно-тактичних транспортних літаків

Наукова новизна отриманих результатів:

- вперше запропоновано методологію формування енергозалежних систем літака на основі їх впливу на льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літака;

- вперше показано, що проектування енергозалежних систем має відштовхуватися від характеристик «встановленого» двигуна;

- вперше визначено закономірності формування повітрязбірників двигуна для забезпечення витратних характеристик повітря через двигун і мінімізацію аеродинамічних втрат;

- вперше запропоновано алгоритми керування відборами повітря, що знижують втрати тяги від двигунів;

- вперше запропоновано метод керування СКП, що забезпечує надійну роботу її агрегатів;

- вперше запропоновано спосіб регулювання подачею стисненого повітря в протиобмерзачі літака, що мінімізують енергетичні витрати;

- вперше створено методики проектування ПТ СПО, яка заснована на вивчення зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь і розробці практичних рекомендацій при проектуванні протиобмерзачів;

- вперше вирішено задачу рівномірного роздавання повітря уздовж розмаху крила як для звукового, так і дозвукового витікання;

- вперше запропоновані методи побудови оптимізаційних циклів при проектуванні енергозалежних систем літака, яка заснована на методах математичної статистики.

Практичне значення отриманих результатів:

- проведений комплекс газодинамічних досліджень тяговитратних характеристик двигуна показав, що різниці у висотношвидкісних характеристиках «ідеального» й «встановленого» двигуна становить від 3 до 7,4 %, що дозволило уточнити характеристики «встановленого» двигуна;

- проведена оптимізація повітрязабірника двигуна Д-436 забезпечила приріст аеродинамічної якості літака на $\Delta K = 0,45$, що в підсумку призвело до зниження питомої витрати палива на 3,7 %;

- запропоновані обмеження на настроювання регуляторів тиску повітря, яке відбирається від двигуна, знижують ризик втрати сумарної тяги двигунів до 3-5 %;

- запропонований метод керування системою кондиціонування повітря підвищує надійність її роботи;

- запропонований спосіб регулювання параметрів ПТ СПО істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів; на критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря досягає 30 %;

- розроблено високоточну модель розрахунку теплового стану ПТ СПО і

конструктивних елементів літакових протиобмерзачів з урахуванням зовнішнього обтікання;

- розроблено високоточну модель потокорозподілу по повітряних мережах і роздавальних трубопроводах протиобмерзачів;

- розроблено оптимізаційний метод визначення основних параметрів енергозалежних систем на базі методів математичної статистики;

- сформовано й обґрунтовано шляхи вдосконалення вітчизняного військово-транспортного літака (ВТЛ) для забезпечення його конкурентної переваги;

- запропоновано шляхи оптимізації сімейства літаків Ан-1Х8;

- розроблено концепцію комбінованої гібридної силової установки, яка дозволяє покращити льотно-технічні характеристики літаків Ан-26 і Ан-140 на 25-30 % і створити конкурентну версію рампового літака на базі літака Ан-140.

Основні результати та рекомендації дисертаційної роботи впроваджено на Державному підприємстві «АНТОНОВ», Державному підприємстві «Івченко-прогрес» і в навчальному процесі Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Ключові слова: літак, еквівалентна маса, повітрозабірник, системи протиобмерзання літака, енергетичні витрати, повітряні трубопроводи, аеродинамічні характеристики, льотно-технічні характеристики, система кондиціонування повітря, математична статистика, гібридна силова установка.

ABSTRACT

V. F. Shmyrov. Scientific basis for the designing and development of energy-dependent systems of transport aircraft. - Qualifying scientific work as the manuscript.

A Thesis for a Doctor's of Engineering Science degree Dissertation by specialty 05.07.02 «Designing, Manufacture and Testing of aircraft» – ANTONOV Company, National Aviation University, Kyiv, 2020.

The thesis is devoted to the development of Scientific basis for the designing and development of energy-dependent systems and complexes of modern transport aircraft transport aircraft with equivalent mass optimization, including air intakes, and it establishes a scientific basis for the designing of aircraft anti-icing systems, starting with determining the protection areas, required power consumption and ending with designing of ainti-icers and air ducts for the entire aircraft operating envelope.

The subject of the thesis is related to the implementation of the "State comprehensive program for the development of the aviation industry of Ukraine for the period up to 2010", approved by the Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine No.1665-25 dated 12.12.2001; Decree of the Cabinet of Ministers of Ukraine No. 1656-r dated 27.12.2008 "On approval of the Strategy for the development of national industry for the period up to 2020".

The thesis is a part of a set of works on computational and experimental research, design, flight tests, certification and commissioning of transport aircraft developed by ANTONOV Company.

The analysis of the current state of scientific basis of designing and development of energy-dependent systems and complexes of modern transport aircraft has been performed which showed a wide range of scientific disciplines involved in describing the physical processes of energy-dependent systems operation: aerodynamics, gas dynamics, thermal physics, strength, mathematical statistics and more.

The analysis showed that to ensure the competitiveness of the aircraft, energy-dependent systems and complexes must have high fuel efficiency,

environmental friendliness, reliability, provide increased comfort and safety for passengers, as well as low operating costs.

The analysis of transport aircraft design methods has shown that to implement the methodological design principles of modern aircraft energy-dependent systems it is necessary to develop a scientifically based methodology for designing energy-dependent aircraft systems aimed at improving energy efficiency of engine-related systems such as air systems, power supply systems, hydraulic systems, which have in common a rigid topology of their integration into the aircraft, which allows to optimize them for the installation or equivalent mass. Along with the general task of designing the energy complex, the methods of designing key elements of systems have been analysed in detail, such as the design of protected load bearing surfaces of the aircraft, structural formation of systems, as well as ways to control them to increase energy efficiency of the aircraft in whole, in particular by way of reducing the amount of power withdrawn from the engine.

The paper presents a number of developed new structural and technological solutions used in the creation of energy-dependent systems for An-124, An-77, An-140 aircraft, An-1X8 aircraft family (engine nacelles, bleed air systems, air conditioning systems, anti-icing systems, distribution networks of air, hydraulic and electrical systems).

Examples of implementation of the developed scientific basis for designing during performance of the structural analysis of aircraft modifications related to engine replacement have been given.

Modern aviation is characterized by tendencies to create more economical and safer aircraft systems, balanced with the energy of the aircraft, which is associated with their high complexity, in particular, the complexity of control algorithms for energy-dependent aircraft systems. An important step after choosing an engine is to find ways to preserve its power associated with the designing a nacelle to achieve minimal energy losses to external aerodynamics and losses in the gas-dynamic duct.

The air intake of the aircraft engine is a carefully designed and manufactured structure which is a basis for the parameters and reliability of the engine operation in

all power settings.

The choice of intake device is the subject of comprehensive research that take into account not only the requirements to ensure the best operating conditions of the power plant, but also the aircraft characteristics in general.

The most important aircraft systems that are energy-wise related to the engine include the air bleed and distribution system, air conditioning system, anti-icing system, power supply system and hydraulic systems. These systems consist of a large number of different units and mechanisms with their own control subsystems.

Currently, great importance is attached to the energy efficiency of the aircraft and, in particular, to reducing the amount of air that is bled from the main power plant for aircraft needs. It is known that when the air is bled from the main power plant, the engine power is reduced significantly. One of the main consumers of air is the hot air anti-icing system (HA AIS) of the aircraft, which provides the required amount of heat to a given surface of the anti-icer. In this regard, the reduction of the amount of air that is bled from the main power plant for the needs of HA AIS, while maintaining its effective operation, is an urgent engineering challenge.

The systems and processes considered in this thesis are characterized as complex. Their studying requires a systematic approach, including multicriteriality, multifactority, adequate method of description, the effectiveness of the models used.

Making formalized decisions in the complex systems modelling is determined by their basic properties. In most cases, modelling of complex systems is performed using statistical methods.

Obtaining mathematical models is based on the accepted prerequisites of multiple regression analysis, which must be performed in relation to the simulated reality. The accepted preconditions of multifactor regression analysis determine the validity of the obtained results and properties of the models, provide a solution to the real problem.

The development of methods for formulation of the mathematical models based on the results of a multifactor numerical experiment allows to systemize and formalize the ongoing processes.

Requirements for the quality criteria of the obtained multifactor mathematical models are growing.

The energy balance of the aircraft obtained during the design and studied during testing and operation allows to reasonably consider the aircraft modification both when replacing the power plant and when replacing its main elements of energy-dependent aircraft systems. The assessment is reduced to the analysis of aerodynamic features of the modification associated with the design features of nacelles, changes in ice protection elements, adding of new air intakes in air systems, because for a particular aircraft system routes topography remains unchanged and power consumption for aircraft needs usually remain unchanged.

Realization of the developed scientific basis and methods of designing of energy-dependent systems and complexes consists in the solving of the actual and important scientific and applied problem on researching of characteristics of the "installed" engine, the analysis of impact of aircraft energy-dependent systems on them, development of methods and ways of their minimization, comprehensive approach to formulation of optimization cycles in the design and solution of specific problems during development of aircraft modifications.

In order to solve the posed scientific and applied problem in the thesis, the following issues were formulated and resolved:

1. The analysis of propulsion and consumption characteristics of the gas turbine engine has been performed and the difference between "theoretical" and "installed" engine has been described.
2. Factors influencing the design of engine air intake and ensuring its maximum efficiency have been investigated.
3. Analysis of influence of air bleeding on propulsion characteristics of the power plant has been performed.
4. The structures of air conditioning systems as primary consumer of compressed air in the aircraft have been analyzed.
5. Specifics of external flow around protected surfaces of the aircraft has been investigated and the methodology for designing anti-icers has been proposed.

6. It has been analyzed and proposed effective algorithms of calculation of hydraulic pipelines of hot-air type anti-icing systems ensuring the required distribution of thermal energy along the wingspan.

7. The methodology of organizing optimization processes during designing of energy-dependent aircraft systems has been offered.

8. Analysis of characteristics of the An-1X8 aircraft family has been done and recommendations on the type of their energy-dependent systems and power plant have been made.

9. Ways to improve aircraft through introduction of combined power plants have been researched.

10. The concept of An-188 aircraft was developed in order to provide significant competitive advantages within the class of operative and tactical transport aircraft.

Scientific novelty of the received results:

- for the first time the methodology of formation of energy-dependent aircraft systems based on their influence on the aircraft flight performance is offered;

- for the first time it is demonstrated that design of energy-dependent systems has to be built upon characteristics of the "installed" engine;

- for the first time the principles of development of the engine air intakes for ensuring engine air flow characteristics and minimization of aerodynamic losses are defined;

- for the first time the air bleed control algorithms that reduce engine thrust losses are offered;

- for the first time the air conditioning system control method that ensures reliable functioning of its units is offered;

- for the first time the method of regulation of compressed air supply to the anti-icers of the aircraft that minimize the power consumption is offered;

- for the first time the methodology of designing the hot air anti-icing system based on studying external flow around protected surfaces and development of practical recommendations for anti-icers designing is created;

- for the first time the task of uniform distribution of air along the wing span both

for sonic and subsonic flow is solved;

- for the first time the methods of creation of optimizing cycles for designing of energy-dependent aircraft systems based on mathematical statistics methods is offered.

Practical value of the obtained results:

- the complex of gas-dynamic researches of propulsion vs. consumption characteristics of the engine showed that the differences in altitude-speed performances between the “theoretical” and “installed” engine make from 3 to 7.4 % that allowed to update performances of “installed” engine;

- optimization of air intake of the D-436 engine provided an increase in aerodynamic quality of the aircraft by $\Delta K = 0.45$, which ultimately led to a decrease in specific fuel consumption by 3.7 %;

- the proposed limitations on adjustment of regulators of air pressure taken from the engine, reduce the risk of losing total engine thrust up to 3-5 %;

- the proposed method of air conditioning system control increases the reliability of its operation;

- the proposed method for regulating the parameters of hot-air anti-icing system significantly reduces energy expenditure from main engines; at critical flight modes reduction of the required air bleed reaches 30 %;

- a high-precision model of calculating thermal state of hot-air anti-icing system and structural elements of aircraft anti-icers was designed, taking into account the external flow;

- a high-precision model of flow distribution at air manifolds and distribution pipelines of anti-icers was developed;

- optimization method for definition of basic parameters of energy-dependent systems on the basis of methods of mathematical statistics was developed;

- ways to improve the national military transport aircraft have been developed and substantiated in order to ensure its competitive advantage;

- ways on optimizing the family of An-1X8 aircraft have been proposed;

- a combined hybrid power plant was developed which allows to improve flight

performances of An-26 and An-140 aircraft by 25-30 % and to create a competitive version of an aircraft equipped with ramp on the basis of An-140 aircraft.

Main results and recommendations of the thesis were introduced at the ANTONOV Company, Ivchenko-Progress Company and in the educational process of the National Aerospace University M. E. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”.

Keywords: aircraft, equivalent mass, air intake, aircraft anti-icing system, energy expenditures, air pipelines, aircraft operating envelope, aerodynamic performances, flight performances, air conditioning system, mathematical statistics; hybrid power plant.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Монографії

1. Шмырёв В. Ф. Airplane power plants systems designing: Конспект лекцій / В. Ф. Шмирьов, Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, В. Д. Пехтерев. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2010. 219 с.

2. Шмырёв В. Ф. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы Ansys: Учебное пособие / В. Н. Анпилов, А. Г. Гребенников, Ю. Н. Гермес, Д. Ю. Дмитренко, С. П. Светличный, В. Ф. Шмырёв, Ю. А. Яковлев. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. 409 с.

3. Шмырёв В. Ф. Приборы и электронные системы воздушной навигации: Учебное пособие / Шмырёв В. Ф., Шмырёв В. Ф. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. 288 с.

4. Шмырёв В. Ф. Проектирование систем силовых установок самолётов: Учебное пособие / Е. В. Елифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов, В. Ф. Шмырёв. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2018. 511 с.

5. Шмырёв В. Ф. Противообледенительные системы самолётов и вертолетов: Учебник / А. К. Мялица, А. Г. Гребенников, Е. Н. Бут, Э. А. Галицын, А. В. Грайворовский, В. П. Павленко, Ю. А. Воробьев, Н. И. Мальцев, И. П. Сумцов, В. Ф. Шмырев, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный, О. П. Гвоздикова, Р. В. Гостудым. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2013. 612 с.

Статті у наукових фахових виданнях України

6. Шмырев В. Ф. Влияние настроечных характеристик регуляторов давления на величину отборов воздуха от двигателей многомоторных самолетов / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук // Промислова гідравліка і пневматика. 2003. № 1. С. 11-15.

7. Шмырёв В. Ф. Анализ расхода воздуха в раздаточных отверстиях распределительной трубы ПТ СПО самолёта с учетом докритических режимов течения / С. Д. Винничук, В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 30. С. 90-96.

8. Шмырёв В. Ф. Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 31. С. 20-40.

9. Шмырёв В. Ф. Показатели комфорта и внутренней безопасности пассажирского салона / Н. И. Круль, С. А. Филь, В. Ф. Шмырёв // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 2 (45). С. 81-91.

10. Шмырёв В. Ф. Экспериментальное исследование гидравлических процессов в раздаточных трубопроводах СПО / С. Д. Винничук, А. А. Шестаков, В. Ф. Шмырёв, Т. П. Яремийчук // Моделювання та інформаційні технології: зб. наук. праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України. Київ, 2006. Вип. 36. С. 18-23.

11. Шмырёв В. Ф. Исследование полей температуры в зонах размещения агрегатов водовакуумных систем и методы обеспечения их потребных значений / Б. Е. Борисов, С. В. Медведев, В. Ф. Шмырёв // Промислова гідравліка і пневматика. 2006. № 2. С. 22-24.

12. Шмырёв В. Ф. Способ регулирования параметров воздушно-тепловой противообледенительной системы, минимизирующей величину отборов от двигателя / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2008. Вып. 39. С. 28-36.

13. Шмырёв В. Ф. Исследование характеристик двигателя газодинамическим способом при проведении летных испытаний самолёта / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2008. Вып. 40. С. 256-270.

14. Шмырёв В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от льдообразования / В. Ф. Шмырёв, А. А. Шестаков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 41. С. 204-212.

15. Шмырёв В. Ф. Метод проектирования самолётных энергетически зависимых систем / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 43. С. 5-22.

16. Шмырёв В. Ф. Математическая модель нестационарных процессов тепло- и массообмена на наружной поверхности противообледенителей летальных аппаратов во влажном воздухе (внешняя задача) / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2010. Вып. 47. С. 5-19.

17. Шмырёв В. Ф. Методы автоматизированных тепловых расчетов обогреваемых поверхностей крыльев и хвостового оперения / В. Ф. Шмырёв, Т. З. Елезева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2010. Вып. 48. С. 5-44.

18. Шмырёв В. Ф. Современные требования и подходы к защите электронных систем от электромагнитных воздействий полей высокой интенсивности, молний и др., а также обеспечение норм лётной годности самолётов в части повышения эффективности средств их защиты в процессе эксплуатации / В. Ф. Шмырёв, А. В. Лось // Открытые информационные и компьютерные ин-

тегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 49. С. 13-37.

19. Шмырёв В. Ф. Методика и алгоритмы расчета гофров самолётных противообледенительных воздушно-тепловых систем / В. Ф. Шмырёв, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 51. С. 41-64.

20. Шмырёв В. Ф. Анализ использования методики теплового расчета гофров самолётных противообледенительных воздушно-тепловых систем в сравнении с летными испытаниями / В. Ф. Шмырёв, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2012. Вып. 56. С. 26-43.

21. Шмырёв В. Ф. Разработка концепции самолёта Ан-188 с обеспечением существенных конкурентных преимуществ / В. Ф. Шмырёв, С.А.Бычков, А. Д. Донец // Технологические системы. 2019. Вып. 4. С. 7-21.

Статті у наукових фахових виданнях України, що входять до міжнародної науко метричної бази даних Index Copernicus

22. Шмырёв В. Ф. Метод оптимизации при проектировании воздушных распределительных сетей энергетических систем самолёта / В. Ф. Шмырёв, А. Д. Донец // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 85. С. 119-135.

23. Шмырёв В. Ф. Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 86. С. 25-36.

24. Шмырёв В. Ф. Тенденции в развитии оперативно-тактических военно-транспортных самолётов / А. В. Лось, В. Ф. Шмырёв, В. И. Рябков, // Отк-

рытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2020. Вып. 87. С. 72-82.

Статті у Східно-Європейському журналі передових технологій

ISSN 1729-3774

25. V. Shmirov. Improving aircraft fuel efficiency by using the adaptive wing and winglets / V. Popov, V. Loginov, V. Shmyrov, Ye. Ukrainets, P. Steshenko P. Hlushchenko // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2(104).2020. Content. С. 51-59.

26. V. Shmirov. Principle of modernization ofc the aircraft An-148, An-158 and An-178 for improving their fuel efficiency and increasing. competitiveness / V Shmyrov, V. Merkulov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 3(105).2020. Content. С. 6-16.

27. V. Shmirov. Selecting the mutual arrangement of the engine and wing in a transport aircraft for short take-off and landing / V. Kudryavtsev, B. Strigun, V. Shmyrov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 4(106).2020. Content.С.6-16.

28. V. Shmirov. The modernization concept of aircraft An-26 and An-140 based on the use of a hybrid power system / V. Shmyrov, V. Loginov, S. Fil, A. Khaustov, O. Bondarchuk, A. Kalashnikov, G. Khmelnitsky // Східно-Європейський журнал передових технологій. 5(107). 2020. Content.С.6-17.

Тези в матеріалах науково-технічних конференцій

29. Шмырёв В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от ледообразования / В. Ф. Шмырёв, А. А. Шестаков // тезисы доповідей. міжнародної науково-технічної конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки», Харків, 22-23 квітня 2009 р. С. 13

30. Шмыр'єв В. Ф. Концепція формування уніфікованого парку військово-транспортних літаків державної авіації України. / В. Ф. Шмирьов, О. Д. Донець // Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах: тез. доп. XIX Наук.-техн. конф., Чернігів, 5-6 вересня 2019 р. С. 93-94.

Авторські свідоцтва і патенти

31. Шмыр'єв В. Ф. Авторское свидетельство № 160231. Система регулирования температуры воздуха в отсеке летательного аппарата / Волков В.П., Воронин В.Г., Ицкович Я.М., Рубан В.Л., Щербаков А.В., Шмыр'єв В. Ф. // заявка № 4454316, 1988.

32. Шмыр'єв В. Ф. Патент на полезную модель № 45016. Система кондиционирования воздуха летательного аппарата / В. П. Рубан, Г. В. Хомутов, В. Ф. Шмыр'єв, А. В. Щербаков // Патентообладатель: ОАО НПО «Наука», заявка № 2004132884, F 25 В 9/00, 2004.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	25
ВСТУП.....	27
Розділ 1 АНАЛІЗ МЕТОДІВ СТВОРЕННЯ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ЛІТАКА	40
1.1 Одержання характеристик «встановленого» двигуна основа точності впливу енергозалежних літакових систем на характеристики літака	40
1.2 Аналіз структур енергозалежних систем літака і методів їх оцінки	42
1.3 Комплексна оптимізація енергозалежних систем літака	63
1.4 Підходи в поліпшення характеристик літаків на основі аналізу досягнутого енергетичного балансу	71
1.5 Мета і задачі дослідження.....	78
Розділ 2 ЗАДАЧІ МІНІМІЗАЦІЇ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВИТРАТ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ЛІТАКОВИХ СИСТЕМ	80
2.1 Дослідження характеристик двигуна газодинамічним способом при проведенні льотних випробувань літака.....	80
2.2 Оптимізація параметрів осьового повітрозбірника турбореактивного двигуна	94
2.3 Особливості роботи осьового повітрозабірника на турбовентиляторному двигуні.....	113
2.4 Вплив настроювальних параметрів регуляторів тиску на величину відборів повітря від двигунів	120
2.5 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря	127
2.6 Спосіб регулювання параметрів повітряно-теплової системи протиобмерзання, що мінімізує величину відборів від двигуна.....	136
2.7 Висновки по розділу	145

Розділ 3 МЕТОДОЛОГІЯ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ ПРОТИОБМЕРЗАННЯ ЛІТАКА	147
3.1 Математична модель нестационарних процесів тепло- і масообміну на зовнішній поверхні протиобмерзачів літальних апаратів у вологому повітрі («зовнішня» задача)	147
3.2 Методика автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються..	165
3.3 Методика і алгоритми розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобмерзання	216
3.4 Аналіз витрат повітря в роздавальних отворах розподільної труби повітряно-теплових систем протиобмерзання літака з урахуванням докритичних режимів течії	234
3.5 Порівняльний аналіз використання методики теплового розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобмерзання	249
3.6 Висновки по розділу	275
 Розділ 4 МЕТОД ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНО ЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ.....	276
4.1 Вибір моделі проектування	277
4.2 Побудова циклів вибору параметрів	283
4.3 Побудова матриці стану факторів для реалізації пошуку екстремуму	285
4.4 Алгоритм пошуку конструктивних параметрів	288
4.5 Метод еквівалентних мас при проектуванні енергетично залежних систем літака.....	293
4.6 Удосконалення моделі проектування енергозалежних систем	298
4.7 Висновки по розділу	304
 Розділ 5 МЕТОДОЛОГІЯ ТРАНСФОРМАЦІЇ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ПРИ МОДИФІКАЦІЇ	305

5.1 Розробка концепції вітчизняного середнього військово-транспортного літака з турбореактивними двоконтурними двигунами.....	305
5.2 Удосконалення літаків сімейства Ан-148, Ан-158 і Ан-178 за рахунок використання єдиного двигуна Д-436-148ФМ.....	324
5.3 Розробка концепції модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки.....	342
5.4 Висновки по розділу	366
 ВИСНОВКИ.....	 368
 СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	 373
Додаток А СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ	 387
Додаток Б АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЇ.....	396

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- АКБ – акумуляторна батарея
АНЗ – аеронавігаційний запас (палива)
АС – апарат спрямлення (вентилятора)
АС ПГП – Асоціація фахівців промислової гідравліки і пневматики
БАСК – бортова автоматизована система контролю
БГФ – будівельна горизонталь фюзеляжу
БПК – будівельна площа крила
БРЕО – бортове радіоелектронне обладнання
ВП – випадковий пошук
ВТЛ – військово-транспортний літак
ВУД – важіль управління двигуном
ВШХ – висотно-швидкісні характеристики
ГМСУ – гібридна маршова силова установка
ГО – горизонтальне оперення
ГРМ – гідравлічні розподільні мережі
ГТД – газотурбінний двигун
ДКР – дослідно-конструкторські роботи
ЕД – електродвигун
ЕСК – електронна система керування
ЕТ СПО – електротеплова система протиобмерзання
ЗЗП – звичайний зліт-посадка
ЗЛ – злітний (режим роботи двигуна)
ЗПС – злітно-посадкова смуга
КВТ – компресор високого тиску
КЕ – конструктивний елемент
КЗП – короткий зліт-посадка
КЗП-ПМГ – «короткий зліт-посадка – польотний малий газ» (режим)
КЛЕ – керівництво з льотної експлуатації
КНТ – компресор низького тиску
ЛА – літальний апарат
ЛВТЛ – легкий військово-транспортний літак

МГ – малий газ (режим роботи двигуна)
МДУ – маршова двигунна установка
МК – максимальний крейсерський (режим роботи двигуна)
МКС – метод крутого сходження
МНР – максимально надзвичайний режим (роботи двигуна)
МП – максимальний продовжений (режим роботи двигуна)
ПВП – підсистема відбору повітря
ПЕВ – прямі експлуатаційні витрати
ПЗ – повітрозабірник
ПМТ – повітряно-масляний теплообмінник
ПО – протиобмерзач
ППР – повітряно-повітряний радіатор
ПСМ – послідовний симплексний метод
ПТ СПО – повітряно-теплова система протиобмерзання
ПФЕ – повний факторний експеримент
РВВП – (система) регулювання висоти вантажної підлоги
РНТ – регулятор надлишкового тиску
РТ – розподільний трубопровід
СА – стандартна атмосфера
САХ – середня аеродинамічна хорда
СКП – система кондиціонування повітря
СПО – система протиобмерзання
СПП – система підготовки повітря
СУ – силова установка
ТВД – турбовентиляторний двигун
ТГВД – турбогвинтовентиляторний двигун
ТГД – турбогвинтовий двигун
ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун
УПО – умови природного обмерзання
ХАІ – Харківський Авіаційний Інститут
ЦАГІ – Центральний Аерогідродинамічний Інститут
ЦТ ПТ СПО – центр тиску повітряно-теплової системи протиобмерзання

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. Робота присвячена розробці методології проектування енергозалежних систем літака, спрямованої на підвищення енергоефективності пов'язаних з двигуном систем, таких як повітряні системи, системи електрозабезпечення, гідравлічні системи, загальним для яких є жорстка топологія прив'язування їх до літака, що дозволяє оптимізувати їх за установчою або еквівалентною масою. Поряд із загальною задачею проектування енергетичного комплексу докладно розглянуто методи проектування ключових елементів систем, таких як проектування захищуваних несних поверхонь літака, структурне формування систем, а також способи їх керування, що дозволяють підвищити енергоефективність літака в цілому, зокрема, за рахунок зменшення кількості відібраної потужності від двигуна. Робота орієнтована на використання при розробці мотогондол двигуна, систем підготовки повітря, систем кондиціонування, систем протиобмерзання, розподільних мереж повітряних, гідравлічних і електричних систем та структурного аналізу модифікацій літака, пов'язаних із заміною двигуна.

Для сучасної авіації характерні тенденції на створення більш економічних і безпечних систем літака, збалансованих з енергетикою літака, з чим пов'язане їх сильне ускладнення, зокрема ускладнення алгоритмів керування енергозалежними системами літака. Важливим етапом після вибору двигуна є пошук шляхів збереження його потужності, пов'язаних зі створенням мотогондолою на досягнення мінімальних втрат енергетики на зовнішню аеродинаміку і втрат по газодинамічному тракту.

Повітрозбірник авіаційного двигуна – це ретельно спроектована й виготовлена конструкція, від виконання якої залежать параметри і надійність роботи двигуна у всіх експлуатаційних режимах.

Вибір вхідного пристрою є предметом комплексних досліджень, що враховують не тільки вимоги забезпечення найкращих умов роботи двигунної установки, але й характеристики літака в цілому.

До найважливіших систем літака, які енергетично пов'язані з двигуном, відносяться система підготовки і розподілу повітря, система кондиціонування, система захисту від обмерзання, система енергопостачання та гідравлічні системи. Зазначені системи складаються з великої кількості різноманітних агрегатів і механізмів зі своїми підсистемами керування.

Для літаків транспортної категорії втрати потужності двигуна, при забезпеченні функціонування названих систем, можуть досягати:

- від 1...1,5 % при відборі потужності на гідросистему;
- від 2...2,5 % при відборі потужності на систему електрозабезпечення;
- від 3...5 % при відборі потужності на повітряні системи.

В даний час велике значення приділяється енергоефективності літака й, зокрема, зменшенню кількості повітря, яке відбирається від маршових силових установок (СУ) на літакові потреби. Відомо, що при відборі повітря від маршової силової установки потужність двигуна істотно знижується. Одним з основних споживачів повітря є повітряно-теплова система протиобмерзання (ПТ СПО) літака, яка забезпечує підведення необхідної кількості тепла до заданої поверхні протиобмерзача. У зв'язку з цим, зменшення кількості повітря, яке відбирається від маршової СУ на потреби ПТ СПО, при збереженні її ефективної роботи, є актуальною технічною задачею.

Кількість повітря для ефективної роботи ПТ СПО визначається на підставі теплового розрахунку, при якому визначається необхідна величина теплового потоку для кожної ділянки. При проектуванні ПТ СПО враховуються теплові втрати і втрати тиску по розподільних трубопроводах (РТ) і з урахуванням їх величини визначається необхідна кількість повітря, при якій забезпечується ефективна робота системи протиобмерзання. Фактичне значення кількості повітря, яке надходить на кожну ділянку з РТ, визначається на підставі результатів гідравлічних розрахунків РТ. В даний час відомі математичні моделі розрахунку РТ таких авторів як Альтшуль О. Д., Баулін К. К., Бистров П. І., Бугаєв Д. О., Винничук С. Д., Глотов Г. Ф., Гримитлін М. І., Дурдинець Л. Н., Ідельчик І. Є., Кашеев В. О., Константинов Ю. М., Кондращенко В. Я., Лобаєв Б. М., Михай-

лов В. С., Ненько Я. Т., Поспелов Ю. І., Смыслов В. В., Талієв В. Н., Ханжонков В. І., Шевчук Ю. І. та ін.

Дані моделі дозволяють визначити сумарну кількість повітря через РТ при критичних і близькокритичних режимах течії з помилкою 30-50 %. У даних моделях ще грубішим є визначення розподілу витікання повітря уздовж РТ. У зв'язку з цим для гарантії безпеки польотів в умовах природного обмерзання кількість повітря, що відбирається від двигунів на потреби ПТ СПО при проектуванні системи, розраховується «із запасом».

Експериментально встановлено, що крім РТ існують значні відхилення при визначенні параметрів потоку (P^* , G) при критичних режимах течії, так само як для конструктивного елемента (КЕ) раптове розширення каналу.

Враховуючи, що гідравлічні розподільні мережі (ГРМ) ПТ СПО конструктивно формуються з ряду типових елементів, для кожного з яких будується своя математична модель гідравлічних процесів, актуальною науково-прикладною задачею є розробка таких математичних моделей елементів гідравлічної розподільної мережі ПТ СПО і системи в цілому, які б адекватно описували параметри потоку (P^* , G) на всіх експлуатаційних режимах роботи ПТ СПО з відхиленням, сумірним з помилкою приладів, що використовуються при вимірюваннях як сумарної кількості повітря, яке надходить в РТ, так і його розподілу уздовж роздавального трубопроводу.

Використання даних моделей при гідравлічних розрахунках РМ ПТ СПО повинно дозволяти одержувати інформацію, на підставі якої було б можливо обґрунтування конструкції системи протиобмерзання, при якій забезпечується підведення необхідної кількості тепла точно до заданої ділянки, що дозволить зменшити кількість повітря, яке відбирається від двигуна, при збереженні ефективності ПТ СПО.

У розподільних підсистемах систем кондиціонування повітря сучасних літаків втрати тиску на елементах вузлів становлять близько 20-50 % загальних втрат тиску в системі, а в окремих випадках може досягати й 75 %. Тому при розрахунках поточкорозподілу такі втрати необхідно враховувати з максималь-

ною точністю. При цьому структура системи рівнянь, що описує процеси в трьох гілках трійника, залежить від напрямку потоків, де в усі рівняння входять витрати в гілках, суміжних вузлу-трійника. В цьому випадку невирішеними є питання «рознесення» опорів по гілках вузла й поняття тиску у внутрішній точці вузла.

Для процесів у вузлах математичні моделі розроблено за умови безумовного балансу масових витрат в них (закон збереження маси). Це передбачає використання тільки збалансованих у вузлах початкових наближень за витратами і зумовлює використання методів, які забезпечують баланс масових витрат в них. Слід також враховувати великі (до 20 порядків) відношення коефіцієнтів опорів в лінеаризованих рівняннях, де методи вузлових потенціалів забезпечують необхідну точність.

Системи кондиціонування повітря сучасних літаків є складними технічними системами, які виконують роль підготовки повітря потрібної кондиції та роздавання його споживачам. Це багаторежимні системи, перевірку працездатності яких на режимах висотних польотів до їх втілення в металі складно здійснити за допомогою натурних експериментальних досліджень. Використання ж методів математичного моделювання пов'язане з виконанням ряду вимог:

1. Висока точність моделювання й адекватність результатів моделювання реальній поведінці системи;
2. Гарантоване одержання рішення при його наявності або визначення причин відсутності рішення;
3. Простий перехід від режиму до режиму при параметричних дослідженнях;
4. Рішення задачі про реалізованість необхідного поточкорозподілу.

Зазначені вимоги можуть бути забезпечені за рахунок:

- використання моделей типових елементів, які найточніше й найповніше відображають процеси, що відбуваються в них, максимально точно описують розрахункову схему за допомогою типових елементів, з урахуванням роботи автоматичних систем регулювання й забезпечення адекватності моделі в ши-

рокому діапазоні режимів функціонування системи;

- розробки алгоритмів, які забезпечують стійке рішення задачі розрахунку поточкорозподілу й визначення умов відсутності рішення, дослідження стійкості одержуваного рішення;

- гарантованості вирішення задач контролю коректності постановки задачі розрахунку поточкорозподілу, перевірки коректності граничних і режимних даних, а також формування початкових значень невідомих;

- розробки методів і алгоритмів вирішення задачі підбору дроселів для цілей забезпечення необхідного поточкорозподілу.

Зазначені особливості гідравлічних розподільних систем стисливої рідини, а також вимоги до інформаційного забезпечення зумовлюють необхідність розробки методів і алгоритмів моделювання поточкорозподілу в РМ стисливої рідини, для яких:

- режими течії можуть бути критичними (швидкість потоку дорівнює швидкості звуку в потоці, й коректне визначення перепаду тиску на елементі можливо тільки в напрямку «проти потоку»);

- перепади тиску на вузлових елементах є значущими;

- математичні моделі процесів в елементах системи в більшості випадків мають складну структуру, де перепад тиску не можна описати явною залежністю.

Остання умова означає, що для кожного з типових елементів гілок перепад тиску $\Delta P_e = P_{вх.е}^* - p_{вих.е}$ описується «своєю» функцією

$F_e(G_e, P_{вх.е}^*, p_{вих.е}, T_e^{p*}, \vec{K\Pi}_e) = 0$ витрати G_e , вхідного $P_{вх.е}^*$ і вихідного $p_{вих.е}$ (повний або статичний) тисків, температур T_e^{p*} і конструктивних параметрів $\vec{K\Pi}_e$ елемента.

Актуальність розробки методів і алгоритмів моделювання поточкорозподілу в теоретичному плані пов'язана з розвитком теорії моделювання стосовно до класу РМ стисливої рідини, а у практичному – з можливістю дослідження СКП на етапах, що передують її втіленню на літаку, де для адекватності результатів

моделювання в широкій області режимів функціонування досить забезпечити її в декількох або навіть одному режимі.

Розвитку методів моделювання поточкорозподілу в системах стисливої та нестисливої рідини присвячено роботи багатьох вчених як в Україні, так й за кордоном. В основі їх – постулати Кирхгофа для мереж. Особливості їх застосування в різних додатках відображено в численних наукових публікаціях.

Розглянуті в даній роботі системи й процеси характеризуються як складні. При їх вивченні необхідний системний підхід, що включає багатокритеріальність, багатофакторність, адекватний метод опису, ефективність застосовуваних моделей.

Прийняття формалізованих рішень в моделюванні складних систем визначається їх основними властивостями. У більшості випадків моделювання складних систем проводиться з використанням статистичних методів.

Одержання математичних моделей базується на прийнятих передумовах множинного регресивного аналізу, які мають виконуватися по відношенню до модельованої реальної дійсності. Прийняті передумови багатофакторного регресивного аналізу зумовлюють обґрунтованість одержаних результатів і властивостей моделей, забезпечують вирішення реальної задачі.

Створення методів побудови математичних моделей за результатами проведення багатофакторного чисельного експерименту дозволяє систематизувати й формалізувати процеси, що протікають.

Вимоги до критеріїв якості одержуваних багатофакторних математичних моделей зростають.

Одержаний при проектуванні й вивчений в процесі випробувань і експлуатації енергетичний баланс літака дозволяє обґрунтовано розглядати модифікацію літака як при заміні силової установки, так і при заміні її основних елементів енергозалежних систем літака. Оцінка зводиться до аналізу аеродинамічних особливостей модифікації, пов'язаних з особливостями конструкції мотогондол, зміною елементів захисту від обмерзання, появою нових повітрозабірників в повітряних системах, тому що для конкретного літака топографія

трас систем залишається незмінною й енергетичні витрати на літакові потреби, як правило, не змінюються.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. В основу дисертації покладено матеріали, що узагальнюють дослідження, виконані автором у рамках реалізації «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2010 року», затвердженої постановою КМУ від 12.12.2001 року № 1665-25; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 року № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Мета і завдання дослідження. Мета полягає у вирішенні актуальної й важливої науково-прикладної проблеми з дослідження характеристик «встановленого» двигуна, аналізу впливу на них літакових енергозалежних систем, розробці методів і способів їх мінімізації, комплексного підходу до формування критеріїв оптимізаційних циклів при проектуванні й вирішенні конкретних задач при створенні модифікацій літаків.

Для вирішення поставленої науково-прикладної проблеми в дисертації було сформульовано й вирішено такі задачі:

1. Виконати аналіз тягово-витратних характеристик газотурбінного двигуна й оцінити різницю між «ідеальним» і «встановленим тиском».
2. Дослідити фактори, що впливають на формування повітрязабірника двигуна та забезпечують його максимальну ефективність.
3. Виконати аналіз впливу відборів повітря на тягові характеристики силової установки.
4. Виконати аналіз структур систем кондиціонування повітря як основного споживача стисненого повітря на літаку.
5. Дослідити особливості зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь літака й запропонувати методологію проектування протиобмерзачів.
6. Провести аналіз і запропонувати ефективні алгоритми розрахунку гідравлічних мереж повітряно-теплових систем протиобмерзання із забезпеченням необхідного розподілу теплової енергії за розмахом крила.

7. Запропонувати методологію організації оптимізаційних процесів при проектуванні енергозалежних систем літака.

8. Виконати аналіз характеристик сімейства літаків Ан-1Х8 і розробити рекомендації щодо виду їх енергозалежних систем і силової установки.

9. Дослідити шляхи вдосконалення літаків за рахунок впровадження комбінованих силових установок.

10. Розробити концепцію літака Ан-188 для забезпечення суттєвих конкурентних переваг в класі оперативно-тактичних транспортних літаків.

Об'єкт дослідження – енергозалежні системи й конструкції сучасних літаків.

Предмет дослідження – сучасні літаки транспортної категорії, їх двигуни як основні джерела енергетики, проблеми збереження їх тягових характеристик, повітряні, гідравлічні, електричні системи сучасного літака, їх квазістаціонарні моделі, методи оптимізації різнорідних систем з нелінійними характеристиками.

Методи дослідження. При виконанні дисертаційної роботи використовувалися методи теорії систем, методи математичного моделювання при обґрунтуванні нестационарних теплогідравлічних процесів, методи теоретичних і математичних досліджень при розгляді конкретних прикладних задач, методи математичної статистики при створенні оптимізаційних циклів і аналізі одержаних експериментальних досліджень.

Наукова новизна отриманих результатів:

- вперше запропоновано методологію формування енергозалежних систем літака на основі їх впливу на льотно-технічні характеристики літака;

- вперше показано, що проектування енергозалежних систем має відштовхуватися від характеристик «встановленого» двигуна;

- вперше визначено закономірності формування повітрязабірників двигуна для забезпечення витратних характеристик повітря через двигун і мінімізацію аеродинамічних втрат;

- вперше запропоновано алгоритми керування відборами повітря, що знижують втрати тяги від двигунів;

- вперше запропоновано метод керування системою кондиціонування повітря, що забезпечує надійну роботу її агрегатів;
- вперше запропоновано спосіб регулювання подачею стисненого повітря в протиобмерзачі літака, що мінімізують енергетичні витрати;
- вперше створено методики проектування повітряно-теплових систем протиобмерзання, яка заснована на вивчення зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь і розробці практичних рекомендацій при проектуванні протиобмерзачів;
- вперше вирішено задачу рівномірної роздачі повітря уздовж розмаху крила як для звукового, так і дозвукового витікання;
- вперше запропоновано методи побудови оптимізаційних циклів при проектуванні енергозалежних систем літака, яка заснована на методах математичної статистики.

Практичне значення отриманих результатів:

- проведений комплекс газодинамічних досліджень тяговитратних характеристик двигуна показав, що різниці у висотношвидкісних характеристиках «ідеального» й «встановленого» двигуна становить від 3 до 7,4 %, що дозволило уточнити характеристики «встановленого» двигуна;
- проведена оптимізація повітрязабірника двигуна Д-436 забезпечила приріст аеродинамічної якості літака на $\Delta K = 0,45$, що в підсумку призвело до зниження питомої витрати палива на 3,7 %;
- запропоновані обмеження на настроювання регуляторів тиску повітря, яке відбирається від двигуна, знижують ризик втрати сумарної тяги двигунів до 3-5 %;
- запропонований метод керування системою кондиціонування повітря підвищує надійність її роботи;
- запропонований спосіб регулювання параметрів ПТ СПО істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів; на критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря досягає 30 %;

- розроблено високоточну модель розрахунку теплового стану ПТ СПО і конструктивних елементів літакових протиобмерзачів з урахуванням зовнішнього обтікання;
- розроблено високоточну модель поточкорозподілу по повітряних мережах і роздавальних трубопроводах протиобмерзачів;
- розроблено оптимізаційний метод визначення основних параметрів енергозалежних систем на базі методів математичної статистики;
- сформовано й обґрунтовано шляхи вдосконалення вітчизняного військово-транспортного літака для забезпечення його конкурентної переваги;
- запропоновано шляхи оптимізації сімейства літаків Ан-1Х8;
- розроблено комбіновану гібридну силову установку, яка дозволяє покращити льотно-технічні характеристики літаків Ан-26 і Ан-140 на 25-30 % і створити конкурентну версію рампового літака на базі літака Ан-140.

Основні результати та рекомендації дисертаційної роботи впроваджено на Державному підприємстві «АНТОНОВ», Державному підприємстві ЗМКБ «Івченко-прогрес» і в навчальному процесі Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Особистий внесок здобувача. Основні результати дисертаційної роботи, які внесені на захист, отримані автором самостійно. В роботах, виконаних під керівництвом автора, йому належить таке: [1] – систематизовано данні про призначення, компоновальні та принципіві схеми, роботу і основні параметри, конструкції агрегатів та елементів систем СУ літаків та вертольотів; [2] – проаналізовано напружено-деформований стан конструкцій авіаційної техніки за допомогою універсальної програмної система аналізу Ansys; [3] – систематизовано застосування супутникових навігаційних систем в сучасних літакових системах, забезпечення виконання польотів в цивільній авіації та описані вимоги та підходи до захисту електронних систем від електромагнітних випромінювань та блискавки; [4] – узагальнено склад, призначення, принципи класифікації та загальні вимоги до систем СУ літаків та вертольотів; [5] – систематизовано матеріал про системи протиобмерзання літаків і вертольо-

тів з урахуванням досвіду ДП «АНТОНОВ»; [6] – визначення параметрів налаштування регуляторів тиску, які забезпечують рівномірний відбір повітря від двигунів; [7] – розроблено алгоритми докритичного близькозвукового витікання повітря в розподільних трубах ПТ СПО; [9] – запропоновано методику забезпечення комфортних температурних полів в кабінах літака при виборі ТЗІ; [10] – дослідження гідравлічних процесів при близькозвукових швидкостях витікання в роздавальних трубопроводах; [11] – запропоновано спосіб забезпечення заданих температурних полів у зонах розміщення водовакуумних систем за рахунок роботи системи рециркуляції; [14] – запропоновано схему руху повітря у передкрилку з використанням теплового ножа та організованого скидання відпрацьованого повітря; [16] – виконано аналіз зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь для різних умов польоту літака й визначено потрібні питомі витрати енергії на захист від обмерзання; [17] – запропоновано методи автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила та хвостового оперення, що обігріваються; [18] – проаналізовано шляхи забезпечення норм льотної придатності в частині підвищення засобів захисту літаків під час експлуатації; [19] – розроблено алгоритми розрахунку гофрів літакових ПТ СПО; [20] – виконано аналіз льотних випробувань ПТ СПО; [21] – запропоновано підвищити злітні характеристики вітчизняного транспортного літака за рахунок використання турбовентиляторних двигунів; [22] – запропоновано метод еквівалентних мас при побудові оптимізаційних циклів; [24] – досліджено можливість одержання конкурентних переваг вітчизняного транспортного літака; [25] – виконано аналіз роботи енергозалежних систем літака при використанні технології гнучкого крила; [26] – запропоновано концепцію використання єдиного двигуна для сімейства літака Ан-1Х8; [27] – запропоновано використовувати ефект «силового» відхилення струменя на закрилках для збереження характеристик короткого зльоту й посадки вітчизняного транспортного літака; [28] – запропоновано підвищити злітну тягу двигуна за рахунок використання електродвигуна, враховуючи конструктивні особливості двигуна ТВЗ-117СБІ-1; [29] – узагальнено особливості проектування передкрилків з огляду захисту крила літака від утворення льоду; [30] – сформовано й обґрунтовано принципи

формування уніфікованого парку вітчизняних військово-транспортних літаків [31] – запропоновано спосіб регулювання температури за системою кондиціонування по температурі зони літака, яка потребує максимального охолодження; [32] – запропоновано використання керованого пристрою дроселювання для забезпечення роботи турбоохолодильної машини на перехідних режимах.

Апробація матеріалів дисертації. Основні результати роботи доповідалися та обговорювалися на Науково-технічному семінарі Асоціації фахівців промислової гідравліки і пневматики (АС ПГП) «Сучасні проблеми промислової гідравліки і пневматики» (м. Вінниця, 3-4 квітня 2003 року); VI-X Науково-технічних конференціях АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Львів, 17-18 листопада 2005 року; м. Вінниця, 5-6 жовтня 2006 року; м. Мелітополь, 3-4 жовтня 2007 року; м. Кременчук, 22-23 квітня 2008 року; м. Львів, 14-15 жовтня 2009 року, відповідно); Міжнародній науково-практичній конференції «Сучасні технології в менеджменті» (м. Алушта, 15-21 вересня 2003 року); Міжнародній науково-технічній конференції «Промислова гідравліка і пневматика», присвяченій 100-річчю від дня народження професора Т. М. Башти (м. Київ, 17-18 лютого 2004 року); XI Міжнародній конференції «Гідромеханіка в інженерній практиці» (м. Київ, 22-26 травня 2006 року); XI Міжнародному конгресі двигунобудівників (м. Харків, 13-18 вересня 2006 року); Міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 22-23 квітня 2009 року); XIX Науково-технічній конференції «Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах» (м. Чернігів, 5-6 вересня 2019 року); Міжнародній науково-технічній конференції «Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки» (м. Київ, 10 жовтня 2019 року); Науково-технічній Раді ДП «Антонов» (м. Київ, 2015-2020 рр.); Науково-технічних семінарах кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (м. Харків, 2015-2020 рр.).

Публікації. Основний зміст дисертаційної роботи та її результати відображено в опублікованих наукових працях, 1 авторському свідоцтві та 1 патенті. Всі теоретичні та практичні результати, які складають основний зміст роботи і вносяться на захист, отримані автором самостійно. За темою дисертації опубліковано 23 статті (19 статей у виданнях, які входять до переліку наукових фахових видань України, з яких 3 статті включені в базу даних Index Copernicus, 4 статті в журналах, індексованих в міжнародних базах даних), 1 підручник, 3 учбових посібника, 1 конспект лекцій та 2 тези доповідей на наукових конференціях.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, 5 розділів, висновків, списку використаних джерел з 145 найменувань на 386 сторінках друкованого тексту і додатків А, Б на 13 сторінках друкованого тексту. Загальний обсяг дисертації становить 399 сторінок друкованого тексту, з яких основний зміст роботи викладено на 301 сторінках. Дисертація містить 145 ілюстрацій і 38 таблиць.

Розділ 1

АНАЛІЗ МЕТОДІВ СТВОРЕННЯ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ЛІТАКА

1.1 Одержання характеристик «встановленого» двигуна основа точності впливу енергозалежних літакових систем на характеристики літака

Особливо важливим елементом в аеродинамічній компоновці літака є мотогондола для розміщення двигуна, вхідний пристрій якого має величезне значення, оскільки кожен відсоток втрат на вході еквівалентний таким же втра-там питомої витрати палива на літаку.

В даний час це найчастіше вхідні пристрої турбореактивного двоконтур-ного двигуна (ТРДД) великого ступеню двоконтурності. Вони характерні для сучасних дозвукових пасажирських або транспортних літаків. Такі двигуни за-звичай розташовуються в окремих мотогондолах, і їх повітрозабірники досить прості за конструкцією, але не настільки прості за вимогами, які до них пред'я-вляються й, відповідно, їх виконанням.

Розраховуються повітрозабірники, як правило, на крейсерські швидкості польоту близько $(0,75...0,85)M$. Вони повинні мати відносно малу масу за умови забезпечення необхідної витрати повітря. Найважливішою вимогою для них стає забезпечення малих втрат енергії повітряного потоку (внутрішні втрати), який вони направляють у двигун через свій канал, а також втрат на подолання зов-нішнього опору (зовнішні втрати) (рис. 1.1).

Це забезпечується правильним профілюванням внутрішнього каналу й зовнішніх обводів, що дозволяє зменшити опір і поліпшити обтікання. До того ж передні кромки вхідного пристрою найчастіше мають досить товстий профіль, який в поздовжньому (меридіональному) січенні каналу приймає форму про-філю крила.

Це дозволяє забезпечити безвідривне обтікання потоком поверхонь, що

мінімізує втрати і, крім того, проявляється ще одна корисна дія. При обтіканні товстої вхідної кромки виникає аеродинамічна сила, подібна підймальній.

А її горизонтальна проекція направлена за польотом і є своєрідною добавкою до тяги. Цю силу називають «підсмоктувальною», і вона дуже відчутно компенсує зовнішній опір повітрозбірника (рис. 1.2).

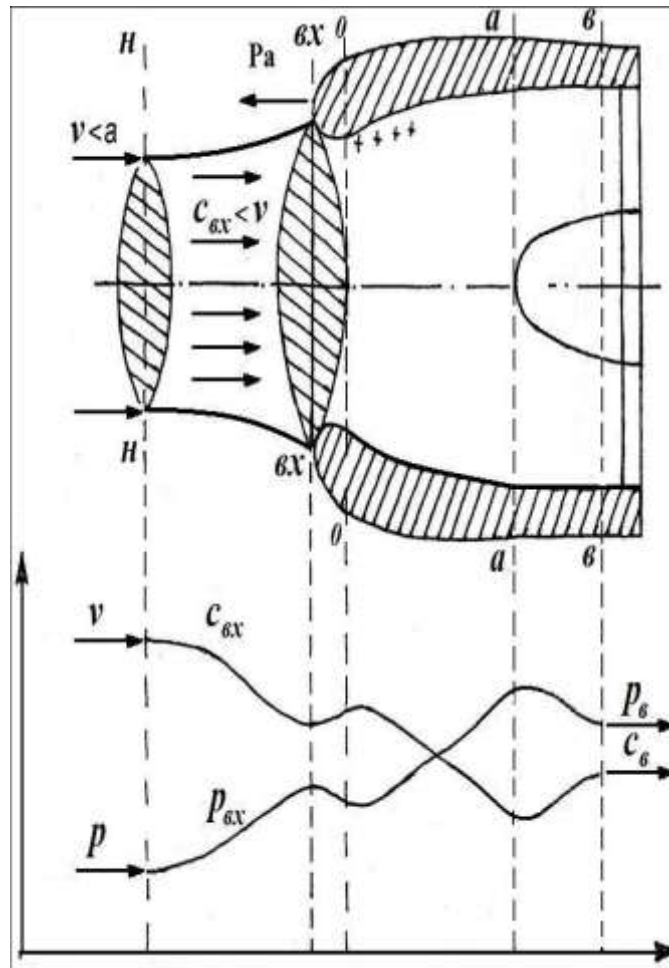


Рисунок 1.1 – Схема течії та зміни параметрів потоку в дозвуковому газотурбінному двигуні

Перетворення динамічного тиску в статичний в такому типі повітрозбірника (ПЗ) відбувається наступним чином. Конструкція каналу розраховується так, що в його вхідному сеченні швидкість потоку менше швидкості польоту. В результаті потік перед входом у ПЗ має форму дифузора («розходить» в сторони), що неминуче тягне за собою гальмування й зростання тиску (вищезгаданий закон Бернуллі).

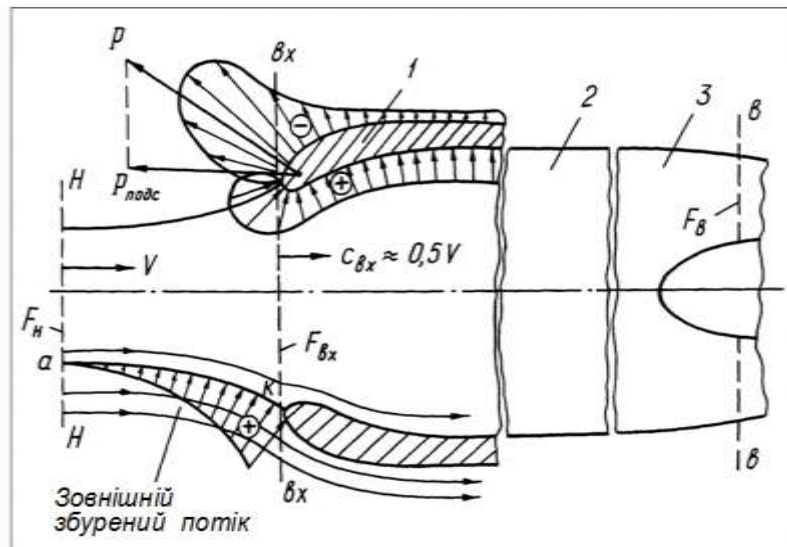


Рисунок 1.2 – Обтікання дозвукового повітрязбірника.

Дія підсмоктувальної сили

Тобто стиснення від швидкісного напору в основному відбувається ще до входу в ПЗ (так зване зовнішнє стиснення). Далі воно триває на першій ділянці каналу, який теж спрофільований у виді дифузора. А перед ним канал найчастіше має ще невелику конфузурну ділянку (тобто січення, що звужується). Це робиться з метою вирівнювання потоку й поля швидкостей.

Актуальними задачами є:

- пошук форми вхідного пристрою з міні втратами на вході у двигун;
- забезпечення міні втрат на літаку при зовнішньому обтіканні мотогондоли;
- виключення місцевих стрибків ущільнення на губі «повітрязбірника»;
- забезпечення рівномірності тиску на вході у двигун.

1.2 Аналіз структур енергозалежних систем літака і методів їх оцінки

Проведений аналіз сучасних систем підготовки повітря (СПП), систем кондиціонування повітря (СКП), повітряно-теплових систем протиобмерзання (ПТ СПО) показав, що подібні системи складаються з типових конструктивних елементів, гідравлічні характеристики яких відомі й широко представлені в літературі.

Системи кондиціонування повітря сучасних пасажирських і транспортних літаків є складними наукомісткими багаторежимними об'єктами. При їх проектуванні доцільно використовувати результати математичного моделювання режимів функціонування СКП, так як існують обставини, які ускладнюють проведення експериментальних досліджень. Це пов'язано зі значними матеріальними витратами на створення спеціалізованих стендів для проведення експериментальних досліджень і на проведення випробувань в принципі. Це пояснюється тим, що неможливо відтворити умови польоту на різних висотах, а на етапі льотних випробувань небезпечно відтворювати аварійні ситуації. Якщо на довільному етапі проектування виявлена невідповідність деяких функцій СКП технічним умовам, то необхідна доробка системи та її повторні випробування, що призводить до подорожчання проекту й збільшення часу створення літака.

Якість проекту СКП можна оцінити значною мірою на підставі результатів розрахунків її квазістаціонарних теплових і гідравлічних режимів функціонування. Раніше такі розрахунки для малого числа режимів виконувалися вручну, що вимагало високої кваліфікації фахівців і значного часу на їх проведення. Однак це не забезпечувало достатньої глибини опрацювання та можливості оптимізації характеристик СКП. В даний час характеристики СКП можна отримувати за результатами математичного моделювання, використовуючи універсальну комп'ютерну модель довільних квазістаціонарних теплових і гідравлічних режимів функціонування СКП як засіб підтримки прийняття рішень при проектуванні СКП.

Системи кондиціонування повітря сучасних літаків відносяться до числа складних технічних систем, функціонування яких має бути забезпечене в широкому спектрі умов роботи – від наземних до висотних режимів в діапазоні температур від $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, включаючи критичні режими течії повітря.

Запропонована методологія створення енергозалежних систем літака передбачає створення універсальних моделей і включає таке:

- аналіз структур існуючих і проєктованих систем та формування узагальненої типової структури;

- виділення безлічі типових елементів і вибір варіантів базових математичних моделей для їх подальшого використання без спрощень;
- аналіз зв'язків у типовій структурі та створення структурної схеми їх підпорядкованості.

Досвід багаторічного використання даних розробок на ДП «АНТОНОВ» показав, що адекватність результатів моделювання розподільної мережі СКП і підсистеми підготовки повітря визначається адекватністю моделей типових елементів. Тому створення таких моделей є актуальною задачею з урахуванням можливості її застосування в універсальній комп'ютерній моделі.

Згідно [18] до 80 % втрат повного тиску потоку в гідравлічній розподільній мережі (ГРМ) сучасних літаків може відбуватися в місцевих опорах, у зв'язку з чим коректний розрахунок подібних конструктивних елементів істотно підвищує точність розрахунку всієї ГРМ. При цьому основною характеристикою конструктивного елементу (КЕ) при гідравлічному розрахунку є коефіцієнт гідравлічного опору (ζ), який для більшості елементів було отримано для нестисливої рідини.

Розподільні трубопроводи ПТ СПО використовуються для розподілу гарячого повітря уздовж поверхні, що обігрівається, протиобмерзача. Залежно від конструктивного виконання протиобмерзача, напрямку струменя газу, що виходить з вихідного отвору розподільного трубопроводу (РТ), відношення величини вихідного отвору до відстані до протиобмерзача (зовнішньої обшивки), зовнішнього обтікання потоку й т.д., на зовнішній і внутрішній поверхнях протиобмерзача встановлюється унікальний тепловий стан, який також залежить від багатьох зовнішніх факторів (швидкості й висоти польоту, температури зовнішнього повітря, вогнестійкості тощо).

Зважаючи на те, що дослідження РМ ПТ СПО на натурних об'єктах в умовах природного обмерзання пов'язані з ризиком, виникнення аварійної ситуації й проблемами вимірювання гідравлічних характеристик потоку в системі, краще проводити експериментальні дослідження гідравлічних характеристик системи на натурному стенді. Результати таких випробувань можуть бути використані для розробки математичної моделі гідравлічних характеристик РМ ПТ

СПО і застосовуватися для всіх можливих режимів польоту.

В даний час при дослідженні гідравлічних характеристик системи використовуються два підходи, засновані на гідравліці та механіці рідини, які зараз перетворилися в чисельні методи розрахунку.

Перший підхід. Математична модель опису гідравлічних процесів, яка заснована на гідравліці рідини, вказує на те, що при описі процесів, що відбуваються в рідині, використовуються:

- критеріальні рівняння подібності;
- рівняння Бернуллі;
- рівняння нерозривності;
- рівняння витікання з вихідного отвору;
- коефіцієнти гідравлічних втрат, одержані в результаті експериментів.

Система рівнянь, яка використовується для опису гідравлічних процесів, що відбуваються в РТ, містить в собі невідомі коефіцієнти, які, завдяки проведеним дослідом і відповідної обробки одержаних результатів, вдалося систематизувати, отримавши для різних видів РТ і режимів течії певні залежності.

Практично всі дослідники в своїх роботах розрізняють два основних моменти при розрахунку РТ, а саме:

1. Визначення зміни параметрів потоку уздовж РТ, зокрема, зміна статичного тиску. Більшість дослідників вважає, що основна сила, яка впливає на витікання рідини з РТ, виникає від різниці статичних тисків рідини всередині й зовні РТ. Для таких цілей використовують рівняння Бернуллі й нерозривності.

2. Визначення коефіцієнта гідравлічних втрат ζ або коефіцієнта витрати μ при визначенні кількості рідини, що витікає з вихідного отвору РТ, які, в свою чергу, самі є функціями критерію подібності – числа Re .

Даний підхід використовується переважно при розрахунку РТ, які є складовою частиною ГРМ, оскільки використані алгоритми розрахунку РТ формалізовані, а дослідні коефіцієнти, узагальнені при використанні теорії подібності, можуть застосовуватися в усьому досліджуваному діапазоні незалежно від геометричних розмірів РТ і режимів течії.

Другий підхід. При розрахунку обтікання поверхонь складної форми, при великому градієнті тисків і температур в рідині та для отримання більш детальної картини течії в певних зонах найефективнішою є математична модель, яка заснована на принципі механіки рідини або чисельних методах, що отримали в наш час популярність.

Основу даної моделі складають:

- чисельне рішення рівняння Нав'є-Стокса; при цьому існує, як мінімум, кілька теорій турбулентності, кожна з яких адекватно описує процеси, що відбуваються в РТ за строго визначених початкових і граничних умов;
- вид розрахункової сітки і розмір розрахункових комірок, в залежності від яких за інших рівних умов результати розрахунку можуть відрізнятися у рази.

До недоліків використання *чисельних методів* при створенні математичної моделі РТ слід віднести той факт, що дані методи не зовсім коректно працюють при сильно розвиненій турбулентній течії ($Re \gg 4000$), а також при режимі течії, близькому до критичного, і швидкостях потоку, рівних швидкості звуку в потоці рідини, оскільки чисельні методи не допускають раптової зміни будь-якого параметра потоку, що має місце при вихроутворенні турбулентного потоку рідини.

У зв'язку з вищесказаним створення математичної моделі РТ при критичних і близькокритичних перепадах тиску на вихідних отворах РТ, заснованої на *гідравліці рідини*, є коректнішим і таким, що відповідає основним вимогам для створення математичної моделі РТ, що використовується як елемент ГРМ ПТ СПО, а саме:

- точність математичної моделі достатня для інженерних розрахунків;
- гідравлічна подібність течії дозволяє використовувати наявні результати випробувань для великого діапазону режимів і різних конструктивних виконань РТ;
- можливість формалізувати алгоритм розрахунку параметрів рідини в РТ;
- інтеграція розрахункової математичної моделі РТ в існуючі програми розрахунки ГРМ у виді розрахункового елемента при мінімізації вихідних даних (геометрії РТ і граничних умов);

- час виконання розрахунку в рази менше, ніж при розрахунку на основі кінцево-різницевих методах;

- простота аналізу одержаних в результаті розрахунку параметрів потоку.

Для створення математичної моделі таких конструктивних елементів (КЕ) ГРМ ПТ СПО як роздавальний трубопровід і раптове розширення каналу необхідно виконати аналіз існуючих в даний час методів розрахунку даних КЕ з метою встановлення можливості їх використання при гідравлічному розрахунку ГРМ.

1.2.1 Огляд існуючих методик розрахунку роздавальних трубопроводів

Згідно з [74] одним з перших учених, який розробив основи теорії руху тіла змінної маси і дав практичні рекомендації, що були опубліковані у роботах [68] і [69] у 1897 і 1904 роках, відповідно, був професор Мещерський І. В.

У 1937 році професор Ненько Я. Т. вивів рівняння руху рідини змінної маси для цілого потоку та застосував його рішення для розрахунку перфорованих трубопроводів з безперервною роздачею рідини по шляху. Він також встановив критерії класифікації трубопроводів по довжині. У тому ж році професор Коновалов І. М., використовуючи закон кількості руху, одержав рівняння руху рідини зі змінною витратою й застосував його при вирішенні задач щодо розрахунку руху рідини в перфорованих трубопроводах і каналах.

Найфундаментальніші дослідження в галузі вивчення параметрів потоку при зміні витрати повітря уздовж РТ було зроблено такими авторами як Альтшуль О. Д., Баулін К. К., Бистров П. І., Бутаєв Д. О., Глотов Г. Ф., Гримітлін М. І., Дудинець Л. М., Ідельчик І. Є., Кашеев В. О., Константинов Ю. М., Кравченко І. Ф., Лобаєв Б. М., Михайлов В. С., Муравченко В. М., Ненько Я. Т., Поспелов Ю. І., Смыслов В. В., Талієв В. М., Ханжонков В. І., Шевчук Ю. І. та ін.

Одним з перших дослідників, який запропонував у 1933 році спрощену методику розрахунку РТ, був Баулін К. К. Для аналітичного рішення даної задачі він прийняв такі припущення:

- розподіл швидкостей по січенню каналу однорідний;
- густина повітря постійна;
- коефіцієнт колійних втрат λ постійний;
- коефіцієнт витрати μ приймається однаковим для всіх отворів роздавального трубопроводу;
- з вихідних отворів повітря витікає тільки під дією статичного тиску;
- місцеві втрати повного тиску при проходженні основного потоку уздовж вихідних отворів вважаються зневажливо малими й в розрахунку не враховуються.

У роботі [7] Баулін К. К. приводить наближену методику розрахунку циліндричних повітропроводів, перфорованих вихідними отворами.

Використовуючи рівняння Бернуллі для безперервної та рівномірної роздачі повітря по всій довжині РТ, Баулін К. К. одержав формулу для визначення перепаду статичного тиску в будь-якому січенні РТ:

$$h_x = h_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} \left\{ 1 - \left(\frac{L-x}{L} \right) - \frac{\lambda}{3DL^2} [L^3 - (L-x)^3] \right\}, \quad (1.1)$$

де $h_x = P_x - P_a$ – перепад статичного тиску в довільному січенні трубопроводу, кг/м²; $h_1 = P_1 - P_a$ – перепад статичного тиску в початковому січенні трубопроводу, кг/м²; P_x – статичний тиск в довільному січенні трубопроводу, кг/м²; P_1 – статичний тиск в початковому січенні трубопроводу, кг/м²; P_a – статичний тиск середовища, в яку витікає повітря з РТ, кг/м²; v_1 – швидкість потоку повітря в початковому січенні роздавального трубопроводу, м/с; L – повна довжина РТ, м; ρ – густина повітря, (кг·с²)/м⁴; λ – коефіцієнт шляхових втрат; x – відстань від початку трубопроводу до довільного січення, м; D – внутрішній діаметр РТ, м.

Коефіцієнт шляхових втрат λ визначається за формулою Філоненко-Альтшуля:

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \lg Re - 1,64)^2}, \quad (1.2)$$

де Re – число Рейнольдса (безрозмірна величина), $Re = d \cdot w / \nu$; d – діаметр труби круглого січення (або гідравлічний діаметр некруглого січення); w – середня по січенню елемента швидкість течії; ν – кінематична в'язкість рідини.

Значення числа Рейнольдса обчислюється для всіх елементів гілок системи на основі конструктивних (d), режимних (тип рідини й середня температура на елементі) та ітераційних даних (витрата в елементі гілки) за формулою, подібною до формул, одержаних при зміні п'єзометричної лінії рідини уздовж дірчастих трубопроводів [10, 17, 76].

Дещо пізніше Сорокін М. С. запропонував при визначенні статичного тиску уздовж РТ використовувати коефіцієнт Коріоліса, який враховує нерівномірність поля швидкостей по січенню каналу:

$$h_x = h_n + \frac{\rho v_n^2}{2g} \left\{ 1 - \left(\frac{L-x}{L} \right)^2 \alpha - \frac{\lambda \cdot S}{12FL^2} [L^3 - (L-x)^3] \right\}, \quad (1.3)$$

де h_x – статичний тиск на відстані x від початку каналу, кг/м^2 ; h_n – статичний тиск в початковому січенні трубопроводу, кг/м^2 ; v_n – швидкість потоку повітря в початковому січенні РТ, м/с ; L – повна довжина трубопроводу, м ; ρ – густина повітря, кг/м^3 ; λ – коефіцієнт шляхових втрат; x – відстань від початку трубопроводу до розрахункового січення, м ; g – прискорення вільного падіння, м/с^2 ; F – площа поперечного січення РТ, м^2 ; S – периметр поперечного січення РТ, м ; α – коефіцієнт Коріоліса.

Коефіцієнт Коріоліса визначається за формулою:

$$\alpha = 1 + \frac{3}{v_{\text{сеп}}^2 \cdot f} \int_0^f \Delta v^2 \cdot \partial f, \quad (1.4)$$

де $v_{\text{сеп}}$ – середня швидкість повітря по січенню каналу, м/с ; f – площа поперечного січення РТ, м^2 ; v – швидкість повітря в певних точках розглянутого каналу, м/с .

Вираз (1.3) Сорокіна М. С. дещо відрізняється від виразу (1.1).

Подальший розвиток методики розрахунку РТ отримали в роботах Талієва В. М. Взявши за основу припущення й методику розрахунку РТ, запропоновану Бауліним К. К., він застосував її до досліджень конусних і клиноподібних РТ. В роботі [90] наводяться методики розрахунку РТ різної конфігурації: постійного січення, клиновидних і конусоподібних, з поздовжньою вихідний щілиною, а також з вихідними отворами постійної та змінної площі.

При аналітичному дослідженні РТ рівномірної роздачі або всмоктування

повітря Талієв В. М. приймає такі припущення:

- коефіцієнт витрати по всій довжині щілини або для всіх отворів повітропроводу прийнятий постійним;
- поля швидкостей в поперечних січеннях повітропроводу прийняті рівномірними (коефіцієнти Коріоліса й Бусінеска дорівнюють одиниці);
- коефіцієнт опору тертя по всій довжині повітропроводу прийнятий постійним.

При розрахунку статичного тиску уздовж РТ Талієв В. М. враховував втрату повного тиску при проході потоку повітря між січеннями $i - 1$ та i введенням додаткового коефіцієнта $\eta = 0,4$. Рівняння Бернуллі для двох довільних січень згідно [74] має такий вид:

$$\Delta P_i + \frac{\rho}{2} \cdot v_i^2 = \Delta P_{i-1} + \frac{\rho}{2} \cdot v_{i-1}^2 + \lambda \cdot \frac{l_0}{d_e} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_{i-1}^2 + \eta \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (v_i - v_{i-1})^2, \quad (1.5)$$

де ΔP_i і ΔP_{i-1} – відповідно, перепад статичного тиску до і після вихідного отвору, кг/м²; v_i^2 і v_{i-1}^2 – відповідно, середня швидкість повітря в трубопроводі до та і після вихідного отвору, м/с; ρ – густина повітря, кг/м³; λ – коефіцієнт довжинних втрат; d_e – еквівалентний діаметр повітропроводу, м; η – коефіцієнт пом'якшення при проході повітря уздовж вихідного отвору; l_0 – відстань між вихідними отворами, м.

Для визначення потрібного тиску в початковому січенні РТ з вихідною щілиною Талієв В. М. рекомендує використовувати такий вираз:

$$H = \zeta_{zag} \cdot (V^2 \cdot \rho) / 2g, \quad (1.6)$$

де V , ρ – швидкість і густина в початковому січенні роздавального трубопроводу; ζ_{zag} – загальний коефіцієнт опору трубопроводу. Останній визначається за формулою:

$$\zeta_{zag} = 1 + F_n / (\mu \cdot \delta \cdot L), \quad (1.7)$$

де F_n – площа трубопроводу в початковому січенні, м²; L – довжина щілини в трубопроводі, м; μ – коефіцієнт витрати вихідного отвору, $\mu = 0,65$; δ – ширина щілини, м.

Допущення, прийняті в даній методиці, призводять до одержання некоректних розрахункових значень, зокрема, потрібного тиску в початковому січенні РТ, а також витрати повітря через РТ при критичному перепаді тиску на вихідних отворах РТ, тому використовувати дану методику при проектуванні РТ недоцільно.

У своїх роботах [33-35], присвячених вивченню закономірності витікання повітря з РТ різної конфігурації з безперервною витратою повітря, Гримітлін М. І. наводить теоретично одержану формулу для визначення кількості повітря, що витікає через i -ий вихідний отвір як при транзитному потоці повітря, так і без нього:

$$q_{omvi} = \alpha_i \cdot f_{omvi} \cdot \sqrt{2/\rho} \cdot \left(\sqrt{H_{cmi} + H_{динi}} \right) / \sqrt{1 + (H_{динi} / H_{cmi})^2}, \quad (1.8)$$

де α_i – коефіцієнт витікання; f_{omvi} – площа i -го вихідного отвору, м²; ρ – густина повітря, кг/м³; H_{cmi} – локальне значення величини статичного тиску в поперечному січенні повітряного потоку всередині трубопроводу, кг/м²; $H_{динi}$ – динамічний напір потоку повітря при наявності переносної швидкості всередині трубопроводу в районі i -го отвору, кг/м².

Для визначення статичного тиску в i -му січенні трубопроводу може бути використана формула:

$$H_{cmi} = \int_{l-l_i}^0 \lambda'_i \cdot \frac{l-l_i}{d} \cdot v_i^2 \cdot \frac{\rho}{2} dl - H_{динi} + C_k, \quad (1.9)$$

де λ'_i – сумарний коефіцієнт опору, що включає втрати тертя й місцеві опори на прохід отвору; C_k – величина повного тиску в кінці трубопроводу.

В роботі [62] Лобаєв Б. М. передбачає, що при плавній зміні січення каналу й рівномірній витраті повітря через подовжню щілину або вихідні отвори, місцеві опори на прохід можуть бути вільно прийняті рівними нулю, і втрати тиску в каналі при цьому будуть обумовлені тільки втратами на тертя.

Коефіцієнт довжинних втрат λ для перехідної області турбулентного руху в застосуванні до повітря при стандартних умовах визначається за формулою:

$$\lambda = 1,42 / (5,285 + \lg G)^2, \quad (1.10)$$

де G – витрата повітря, кг/год.

Лобаєв Б. М. також пропонує формулу (1.10) замінити зручнішою формулою статечної функції, а саме:

$$\lambda = 0,42 / G^{0,1}, \quad (1.11)$$

яка дає хороші результати для всієї перехідної області потоку повітря при $K = 0,1$ мм; $\gamma = 1,164$ кг/м³, $\nu = 15,7 \cdot 10^{-6}$ м²/с.

Лобаєв Б. М. запропонував методику розрахунку мереж повітропроводів за еквівалентними опорами, яка відрізняється, на його думку, зручністю, простотою й більш високим ступенем точності.

Загальна втрата повного тиску повітря в трубі, що складається з втрат на тертя й місцевих опорів, може бути визначена за формулою:

$$H_0 = \frac{\lambda \cdot L}{D} \cdot V^2 \cdot \frac{\gamma}{2 \cdot g} + \zeta \cdot \frac{V^2 \gamma}{2 \cdot g} = \left(\frac{\lambda \cdot L}{D} + \zeta \right) \cdot \frac{V^2 \cdot \gamma}{2 \cdot g}. \quad (1.12)$$

Виконавши перетворення виразу (1.12), одержимо такий вираз:

$$H_0 = A \mu Q^2, \quad (1.13)$$

де $A = (4/\pi) \cdot \gamma / (2 \cdot g)$; $\mu = (\lambda \cdot L / D^5 + \zeta / D^4)$; L – довжина РТ, м; D – внутрішній діаметр роздавального трубопроводу, м; ζ – коефіцієнт місцевого опору.

Як випливає з (1.13), коефіцієнт μ може бути виражений різними поєднаннями значень D , L і ζ , однак, при $\mu = \text{const}$ і $Q = \text{const}$ гідравлічний опір цих трубопроводів буде величиною постійною.

Всі гідравлічні й геометричні властивості трубопроводів об'єднуються в один критеріальний комплекс і повністю їм визначаються. Тому всі трубопроводи, що мають різні значення D , L , ζ , але при цьому $\mu = \text{const}$, називаються *гідравлічно подібними*, а коефіцієнт μ – це гідравлічний критерій подібності трубопроводу. Так як для існуючого трубопроводу величини D , L , ζ вважаються відомими, то критерій μ є визначальним. Визначивши критерій μ , відпадає необхідність у розрахунку способом поступових наближень, як це має місце при інших методиках розрахунку. У проектованих ГРМ значення критерію гідравлічної подібності при заданих величинах витрати і втрати тиску може бути знайдено заздалегідь, і тоді за відомим величинам L і ζ знаходиться потрібний діаметр трубопроводів у ГРМ.

Подальший розвиток вищеописана методика проектування РТ з постійною попутної роздачею одержала в роботі Шевчука Ю. І. [101]. Для розрахунку роздавальних повітророзподільників рівномірної роздачі постійного січення Шевчук Ю. І. запропонував вираз:

$$7020 \cdot \bar{q} \sqrt{(2g \cdot H_{cm}) / \gamma} \cdot f_{ome} - q(1 - 3\bar{q}) \cdot 0,565 / D \sqrt{f_{ome}} = 3q\bar{q}, \quad (1.14)$$

де \bar{q} - відносна витрата повітря через вихідний отвір; q - витрата повітря через вихідний отвір, кг/с; f_{ome} - площа вихідного отвору, м; D - внутрішній діаметр роздавального трубопроводу, м; H_{cm} - статичний тиск повітря в РТ в районі вихідного отвору, кг/м².

Також Шевчук Ю. І. одержав розрахункове рівняння для роздавальних трубопроводів рівномірної роздачі повітря з однаковою швидкістю виходу через отвори:

$$\frac{H_{\delta,вих}}{(1,95 \cdot \bar{q})^2} \left\{ \frac{0,319 f_{om} (1 - 3\bar{q})^2}{D^2} + \frac{3,39 \cdot \bar{q} \sqrt{f_{om}}}{D} + 9\bar{q} \right\} + (q^2 \cdot \gamma) \left(\left(\frac{3600 \cdot \pi}{4} \right)^2 \cdot 2gD^4 \right) = H_{cm} + H_{\delta} + h_{\delta il}, \quad (1.15)$$

де D - діаметр ділянки каналу в розглянутому січенні, м; \bar{q} - відносна витрата повітря через вихідний отвір; q - витрата повітря в каналі в розглянутому січенні, кг/год; H_{cm} - статичний тиск в області подальшого (за ходом руху повітря) отвору, кг/м²; $H_{\delta,вих}$ - динамічний тиск на виході з отвору, кг/м²; H_{δ} - динамічний тиск в області подальшого (за ходом руху повітря) отвору, кг/м²; \bar{f}_{ome} - площа вихідного отвору; γ - густина повітря у приточному трубопроводі, кг/м³; $h_{\delta il}$ - втрати енергії на розглянутій ділянці, кг/м².

Представлені в роботі [101] залежності, зокрема, (1.14) і рівняння для розрахунку РТ рівномірної роздачі, враховують зміну коефіцієнта гідравлічного опору λ і витрати повітря μ_{cm} по довжині каналу, а також втрати енергії на прохід при поділі потоку, проте використання вищенаведених формул для розрахунку РТ ускладнюється тим, що в роботі не вказана область застосування даних формул, а саме: величини швидкостей вихідного й транзитного повітря, абсолютна величина або перепад статичного тиску, відносна витрата повітря та ін.

Професор Максимов Г. О. в роботі [63] при проектуванні РТ вказує, що якщо повітря виходить або всмоктується РТ через отвір, розташований на його

бічній поверхні, то цей отвір можна розглядати як відгалуження, довжина якого дорівнює нулю. Отже, в подібних відгалуженнях довжинні втрати дорівнюють нулю та мають місце лише втрати при виході повітря з отвору.

Описана модель ділянки РТ в районі вихідного отвору виглядає наступним чином:

$$\zeta'_0 H_{Д.П(X+1)} = H_{С.П(X)} + \zeta'_П H_{Д.П(X+1)} = H_{С.П(X+1)} + z_{(X+1)}, \quad (1.16)$$

де ζ'_0 – коефіцієнт місцевого опору при виході повітря з отвору, віднесений до динамічного напору в січєнні трубопроводу перед отвором; $\zeta'_П$ – коефіцієнт місцевого опору на прохід потоку повітря в районі вихідного отвору (також віднесений до динамічного напору в січєнні трубопроводу перед отвором); $H_{С.П(X+1)}$ і $H_{С.П(X)}$ – відповідно, повний тиск до і після поділу потоку повітря; $H_{Д.П(X+1)}$ – динамічний напір до поділу потоку повітря.

Знаючи величину $\zeta'_П$, можна таким чином підібрати площу вихідного отвору, щоб добуток $\zeta'_П \times H_{Д.П(X+1)}$ при заданому співвідношенні витрат повітря перетворював попереднє рівняння в тотожність. Для вирішення даної задачі в роботі [63] наводяться спеціальні графіки, запропоновані Конокотіним В. В. На думку Максимова Г. О. одним з факторів, що впливають на величини гідравлічних коефіцієнтів, є відношення площі вихідного отвору до площі РТ в даному районі, а також конструктивне виконання РТ в районі вихідного отвору (форма вихідного отвору, наявність козирків, роздільників потоку тощо).

Бистров П. І., Крапивін О. М., Анофрієв Г. О. і Михайлов В. С. у своїх роботах [14–16] вводять параметр пористості РТ як відношення сумарної площі вихідних отворів Σf_{om} (м²) до внутрішньої площі поверхні роздавального трубопроводу F_{mp} (м²):

$$\varepsilon_f = \Sigma f_{om} / F_{mp}, \quad (1.17)$$

Для розрахунку коефіцієнта гідравлічних втрат на пористій ділянці трубопроводу ($\varepsilon_f = 0,001 - 0,0071$), а також у разі рівномірного та одностороннього відтоку ними запропоновано використовувати такий вираз:

$$\zeta = \zeta_0 + 8\kappa_{\perp}, \quad (1.18)$$

де $\zeta_0 = 0,3164 Re^{-0.25}$; $\kappa_{\perp} = v_{cm} / \bar{u}$; v_{cm} – швидкість повітря у вихідному отворі, \bar{u} –

середня швидкість в роздавальному трубопроводі; Re – число Рейнольдса потоку повітря в РТ, що цілком узгоджується із залежностями, представленими в роботах [50, 59, 72].

Для визначення зміни статичного тиску уздовж РТ у разі рівномірного одностороннього відтоку в роботах [14, 15] пропонують використовувати вираз:

$$\frac{2\Delta p}{\rho u_0^2} = [1 - (1 - X)^2] - \frac{\zeta_0}{2.75} \frac{L}{D} [1 - (1 - X)^{2.75}], \quad (1.19)$$

де Δp – перепад тиску в РТ, кг/м²; ρ – густина повітря в РТ, кг/м³; u_0 – середня швидкість в РТ в початковому січенні, м/с; $X = x/L$ – відносна поточна координата; $\zeta_0 = 0,3164Re^{-0.25}$; L – довжина РТ, м; D – внутрішній діаметр РТ, м.

З аналізу виразу (1.19) Бистров П. І. та Михайлов В. С. роблять висновок, що у разі одностороннього відтоку рівняння руху змінної маси вироджується в звичайне рівняння Бернуллі. Аналогічний висновок був зроблений Ідельчиком І. Є. в роботі [42].

У разі нерівномірного відтоку і малої пористості РТ ($\varepsilon_f \leq 0,12$) пропонується використовувати такий вираз:

$$\zeta = \zeta_0 + 6,5\kappa_{\perp}, \quad (1.20)$$

де $\zeta_0 = 0,3164Re^{-0.25}$; $\kappa_{\perp} = v_{cm}/\bar{u}$, v_{cm} – швидкість повітря у вихідному отворі, \bar{u} – середня швидкість у приточному трубопроводі.

На думку авторів роботи [14], основними факторами, що впливають на нерівномірність й інтенсивність витікання рідини уздовж РТ, є пористість РТ ε_f , відношення L/D (де L і D – відповідно, довжина і внутрішній діаметр РТ, м), а також величини коефіцієнта гідравлічного опору бічного відгалуження трубопроводу z_m .

У своїй роботі [45] професор Каменєв П. М. приводить розрахунок РТ, заснований на тому, що повні втрати тиску в каналі повинні дорівнювати різниці динамічних тисків в його початковому і кінцевому січенні:

$$\frac{V_n^2}{2g} \cdot \gamma - \frac{V_{kin}^2}{2g} \cdot \gamma = \Sigma(R \cdot L + Z), \quad (1.21)$$

де ΣRL – загальна втрата на тертя по довжині трубопроводу, кг/м²; Z – втрата

повного тиску повітря на місцевих опорах усіх трійників на прохід по магістралі, кг/м^2 ; V_n – швидкість в початковому перетині РТ, м/с; $V_{кін}$ – швидкість в кінцевому перетині РТ, м/с; γ – густина повітря, кг/м^3 .

При розрахунку РТ за методом професора Каменєва П. М. постійними по довжині каналу приймаються гідравлічний опір λ і коефіцієнт витрати μ . Крім того, розрахунок повітропроводу ускладнюється багаторазовим підбором швидкостей повітря і діаметрів.

В роботі [44] професор Ідельчик І. Є. наводить висновок й аналіз розрахункових формул, рекомендованих при проектуванні проточних і витяжних трубопроводів з постійним і змінним січенням, а також з вихідними отворами і щілиною уздовж всього трубопроводу.

При виведенні рівняння професор Ідельчик І. Є., як і його попередники, приймав припущення, що коефіцієнт витрати уздовж щілини і коефіцієнт довжинних втрат – постійні.

Ідельчик І. Є., як й інші дослідники [46, 47], використовує рівняння Бернуллі для визначення зміни параметрів потоку повітря уздовж трубопроводу:

$$\Delta P_x + \frac{\gamma V_x^2}{2g} = \Delta P_0 + \frac{\gamma V_0^2}{2g} + \Delta H_x, \quad (1.22)$$

де $\Delta P_0 = p_x - p_a$, $\Delta P_0 = p_0 - p_a$ – надлишковий статичний тиск всередині трубопроводу, відповідно, у січеннях 1 – 1 (на відстанях x від початку координат) і 0 – 0 (біля заглушеного кінця); p_a – атмосферний тиск; p_x – поточний статичний тиск повітря в трубопроводі; p_0 – статичний тиск повітря в початковому січенні трубопроводу; V_x – середня швидкість потоку в поперечному січенні 1 – 1; ΔH_x – втрати тиску на ділянці трубопроводу між січеннями 0 – 0 і 1 – 1.

Швидкість витікання повітря з вихідного отвору (щілини) роздавального трубопроводу можна визначити за допомогою рівняння нерозривності:

$$V_x = \mu \cdot \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \Delta p_x}, \quad (1.23)$$

де μ – коефіцієнт витрати, що приймається постійним уздовж всього роздавального трубопроводу.

Використовую вирази (1.22) і (1.23), а також ряд припущень, Ідельчик І. Є.

одержав загальне диференційне рівняння для роздавального трубопроводу:

$$\overline{Q}'_x{}^2 + A \left(\frac{\overline{Q}_x}{F_x} \right)^2 - \overline{Q}'_0{}^2 = 0, \quad (1.24)$$

де $\overline{Q}'_x{}^2 = Q_x / Q_n$ – відношення витрати в поточному січенні до початкового; F_x – площа трубопроводу в поточному січенні; A – характеристика трубопроводу, $A = \sqrt{(1 - \zeta_{\text{колл}}) \mu \bar{f}}$, де $\bar{f} = f / F_n$ – відношення сумарної площі всіх вихідних отворів до площі січення трубопроводу на початку; $\overline{Q}'_0{}^2$ – витрата повітря в початковому січенні трубопроводу.

У першому наближенні в [44] рекомендується приймати коефіцієнт гідравлічних втрат трубопроводу рівним:

$$\zeta_{\text{колл}} = 0,5\lambda \frac{L}{D_2}, \quad (1.25)$$

де D_2 – гідравлічний діаметр трубопроводу.

Вирішуючи рівняння (1.24), одержимо закономірності для визначення відносної швидкості витікання повітря, відносної величини статичного надлишкового тиску в роздавальному трубопроводі та коефіцієнта загального опору РТ.

Ідельчик І. Є. пропонує використовувати для визначення кількості повітря, що витікає з отвору, такі вирази [40, 43]:

- при докритичному перепаді тиску:

$$G = \mu \cdot F \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot g \cdot \rho_0 \cdot P_0^* \cdot \left[\left(\frac{P_H}{P_0^*} \right)^{\frac{2}{k}} - \left[\left(\frac{P_H}{P_0^*} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right] \right]}, \quad (1.26)$$

- при критичному перепаді тисків

$$G = \mu \cdot F \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot g \cdot \rho_0 \cdot P_0^*}, \quad (1.27)$$

В роботі [3] Альтшуль О. Д. пропонує використовувати для визначення втрат повного тиску по перфорованому каналу з безперервною роздачею уздовж РТ із заглушеним торцем такий вираз:

$$h_{mp}^{0-1} = (A Q_0^2 L) / 3, \quad (1.28)$$

де $A = 8\lambda / (9\pi^2 D^5)$ – питомий опір трубопроводу, який приймається постійним для даного трубопроводу (без урахування швидкості), значення A береться з таблиць і є функцією діаметра трубопроводу; Q_0 – витрата рідини в початковому січенні; L – довжина РТ.

У своїй роботі [3] Альтшуль О. Д., на основі результатів дослідження таких вчених як Гамільтон С., Вейсбах І. Б., Пенсел, Абурашидов С.О., Мальц Л. У., Знаменський Г. М., Греве О. І. та інших, проводить великий аналіз наявних експериментальних даних з питання витікання рідини за своєю природою рідин з отвору в тонкій стінці та при використанні насадків різної геометрії. Для отримання цілком задовільного розташування дослідних точок на графіку в координатах $\mu = f(Re)$ Альтшуль О. Д. вводить дві умови, яким повинен задовольняти дослідний вимір, а саме:

$$20Fr > 10; We > 250 \dots 2500, \quad (1.29)$$

де $Fr = 2H/d$ – число Фруда; $We = (2Hd)/\sigma$ – число Вебера, нижнє значення кого відноситься до малих числах Рейнольдса ($Re < 1000$), а верхнє – до великих ($Re < 5000$); H – величина надлишкового тиску; d – діаметр отвору; g – прискорення вільного падіння; ρ – густина рідини; σ – поверхневий натяг рідини.

При практичних розрахунках і дотриманні умови (1.29) Альтшуль О. Д. рекомендує використовувати такі вирази при визначенні коефіцієнта витрати:

$$\mu = \frac{Re}{1,5 + 1,4Re} \text{ при } 300 > Re > 25, \quad (1.30)$$

$$\mu = 0,592 + \frac{0,27}{Re^{\frac{1}{6}}} \text{ при } 10000 > Re > 300, \quad (1.31)$$

$$\mu = 0,592 + \frac{5,5}{\sqrt{Re}} \text{ при } Re > 10000. \quad (1.32)$$

В даний час існує велика кількість робіт, присвячених питанню визначення витікання рідини з вихідного отвору, розкритого на бічній поверхні РТ або пластини [4, 14, 24, 66, 83, 90, 95]. При цьому слід відзначити два основні підходи до вирішення даної задачі. Перший підхід заснований на визначенні коефіцієнта витрати μ , який залежить від різних геометричних параметрів отвору, а також режимів витікання. Другий підхід заснований на визначенні коефіцієнта

втрат повного тиску для вихідного отвору, з якого витікає повітря як у разі відсутності, так і при наявності транзитного потоку рідини.

Волинов М. О. запропонував розглядати цівку рідини, що витікає з перфорованого РТ, як умовний виступ шорсткості, висота якого для випадку притоку рідини визначається глибиною проникнення цівки в потік рідини [24]. Уточнений вираз для визначення коефіцієнта довжинних втрат має такий вид:

$$\lambda = 0,11 \cdot \left[\frac{k_e}{D} + \frac{68}{\text{Re}} + \left(90 \cdot \frac{u_R}{V} \right)^2 \right]^{0,25}, \quad (1.33)$$

де u_R – швидкість масообміну, яка дорівнює

$$u_R = \frac{1}{\pi \cdot D} \cdot \frac{\partial Q}{\partial x} = \mu \cdot S \cdot V_{\text{вум}}, \quad (1.34)$$

де μ – коефіцієнт витрати; S – інтенсивність перфорації; $V_{\text{вум}}$ – швидкість витікання.

У своїй роботі [95] Ханжонков В. І. наводить практичні рекомендації щодо визначення коефіцієнта гідравлічних втрат при витіканні рідини через ряд (і один) отворів як у присутності потоку повітря, який проходить, так і без нього.

При розрахунку коефіцієнта гідравлічних втрат при витіканні через отвір автор використовує формулу:

$$\zeta_{\text{вих}} = 2(p_a - p_1) / \rho V^2, \quad (1.35)$$

де p_a – статичний тиск в незбуреному потоці, який притікає до отвору; p_1 – тиск у просторі з нерухомим середовищем далеко від отвору; V – середня за витратою швидкість повітря, яке протікає через отвір; ρ – густина повітря.

В роботі [95] наводиться ряд графіків, що дозволяють визначити величину коефіцієнта гідравлічних втрат по відношенню транзитної швидкості потоку до швидкості витікання $\zeta_{\text{вих}} = f(V_0/V_{\text{вих}})$. У роботі також наводяться результати досліджень вихідних отворів з різним відношенням сторін, їх орієнтацією, при наявності та відсутності козирка як на виході повітря з отвору, так і на вході.

При перетіканні повітря з одного об'єму в інший Биков Л. М. в своїй роботі [14] зазначає, що перетікання повітря через отвір значною мірою залежить як від перепаду тисків, так і геометрії самого отвору. В [13] наводяться деякі дані

щодо коефіцієнта витрати повітря для певних отворів в стінці, а також зміна коефіцієнта витрати повітря від перепаду тисків $\mu = f(\Delta P)$. Для зручності виконання розрахунків Биков Л. М. пропонує використовувати такі вирази:

- при докритичному перепаді тиску:

$$G = 0,95 \cdot \mu \cdot F \cdot \sqrt{P_H (P_0^* - P_H)} \cdot \sqrt{\frac{3 \cdot g}{k \cdot R \cdot T}}, \quad (1.36)$$

- при критичному перепаді тисків

$$G = \mu \cdot F \cdot P_0^* \cdot \sqrt{\frac{k}{R \cdot T} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \quad (1.37)$$

де P_0^* – повний тиск в трубопроводі, кг/м²; P_H – статичний атмосферний тиск, кг/м²; F – площа вихідного отвору, м²; μ – коефіцієнт витрати; R – газова постійна, $R = 29,27$ м/град; T – температура повітря, °С; k – показник адіабати.

При проектуванні роздавальних трубопроводів, що використовуються в системі кондиціонування повітря літаків, Биков Л. М. рекомендує приймати коефіцієнт витрати $\mu = 0,6 \dots 0,65$.

1.2.2 Конструктивний елемент гідравлічної розподільної мережі повітряно-теплових систем проти обмерзання – раптове розширення каналу. Стан питання

Проектування гідравлічної розподільної мережі (ГРМ) сучасних літаків є складною ітераційною задачею. Оскільки в обмеженому просторі літака необхідно розмістити велику кількість агрегатів, джгутів, блоків тощо, повітряні трубопроводи мають розгалужену і вигнуту структуру з великою кількістю поворотів, трійників, компенсаторів тощо, а при проходженні силових конструкцій літака в трубопроводах використовуються місцеві звуження й розширення каналу.

При раптовому розширенні каналу відбувається різка деформація потоку рідини, перерозподіляються швидкості по «живому» січенню, виникають вихроутворення й зворотний струм, що призводить до втрати енергії.

Дослідження в цій галузі добре викладені в роботах [4, 14, 26, 44, 58, 90].

Одним з перших дослідників, який запропонував вираз для визначення втрат повного тиску потоку рідини при раптовому розширенні потоку, був Борд:

$$\Delta P = K \frac{\rho(v_1 - v_2)^2}{2g}, \quad (1.38)$$

де K – поправочний коефіцієнт, що враховує вплив різних факторів (в'язкості, нерівномірності розподілу швидкостей по січенню та ін.); v_1 – швидкість у вузькому січенні трубопроводу, м/с; v_2 – швидкість у широкому січенні трубопроводу, м/с; ρ – густа рідини, кг/м³.

Враховуючи той факт, що при великих числах Re ($Re \geq 10^4$) теорема Бордо-Карно досить точно характеризує втрати при раптовому розширенні потоку та поправочний коефіцієнт K можна прийняти рівним одиниці, вираз (1.38) приймає вид:

$$\Delta P = \frac{\rho(v_1 - v_2)^2}{2g}, \quad (1.39)$$

а для нестисливої рідини з урахуванням рівняння нерозривності $\rho_1 F_1 v_1 = \rho_2 F_2 v_2$ ($\rho_1 = \rho_2$) коефіцієнт гідравлічних втрат при раптовому розширенні потоку, віднесений до швидкості у вузької частини трубопроводу, можна виразити таким чином:

$$\zeta = \frac{\Delta P}{\frac{\rho v_1^2}{2g}} = \left(1 - \frac{F_1}{F_2}\right)^2 \Rightarrow \zeta = \left(1 - \frac{F_1}{F_2}\right)^2, \quad (1.40)$$

де F_1 – площа у вузькому січенні трубопроводу, м²; F_2 – площа у широкому січенні трубопроводу, м².

При виході потоку повітря в нескінченний об'єм ($F_2 \rightarrow \infty$) ζ , відповідно до виразу (1.40), стає рівним одиниці, а втрати тиску рівними швидкісному напору.

У разі нестисливої рідини при незмінній величині перепаду тиску ΔP коефіцієнт місцевого опору може бути перерахований на швидкість в довільному січенні за рахунок приведення коефіцієнта ζ до цієї швидкості шляхом його множення на квадрат співвідношення площ. У випадках течії стисливої рідини таким перерахунком можна користуватися тільки при малих швидкостях потоку ($\lambda \leq 0,3$), коли

вплив стисливості проявляється слабо. Тому в разі стисливої рідини коефіцієнт опору ζ розраховують за відношенням до січення з мінімальною площею. Коректність такого методичного прийому підтверджується на практиці для таких типових елементів як раптове звуження потоку, трубка й сопло Вентурі. Але у випадку раптового розширення потоку при критичних режимах течії стисливої рідини використання такого підходу призводить до некоректного результату.

Відповідно до теорії термодинаміки швидкість потоку стисливої рідини не може перевищувати швидкість звуку в потоці. Тому за рівності таких швидкостей між тиском на вихідному січенні гідравлічного елемента й витратою рідини має місце лінійна залежність, з якої за витратою визначають мінімально допустиме значення повного тиску. Якщо виявиться, що поточне значення повного тиску в січенні менше мінімально допустимого, то кажуть, що має місце скачок ущільнення. Такий розрив повного тиску має місце на границі вузького й широкого січень елемента – раптове розширення каналу – і не залежить від діаметра труби широкого січення. У той же час згідно з (1.40) збільшення діаметру широкого січення призводить до збільшення коефіцієнта опору ζ . Отже, збільшення більшого з діаметрів призводить до збільшення втрати тиску на елементі, що не може відповідати дійсності. У зв'язку з цим актуальною виявилася задача розробки способу коректного визначення втрати повного тиску для елемента – раптове розширення каналу, що, в свою чергу, потребувало проведення експериментальних досліджень.

В даний час у зв'язку з розвитком обчислювальної техніки і появою відповідного програмного забезпечення в багатьох галузях науки і техніки застосовується об'ємне моделювання на основі кінцево-різницевих методів чисельного розрахунку (*механіка рідини*). Дані методи мають в ряді випадків незаперечну перевагу перед двовимірним моделюванням потоку рідини, дозволяючи отримати об'ємну картину процесів, що відбуваються в об'єкті (розподіл швидкості, температури, напруги тощо), що безумовно допомагає інженерам при проектуванні складних систем. У зв'язку з цим необхідно провести аналіз коректності обчислення втрат повного тиску наявними в розпорядженні засобами. Серед визнаних і

використовуваних при проектуванні теплогідравлічних систем можна виділити деякі програмні комплекси: ANSYS CFX/Fluent, FlowVision, Feniks.

Проектування ГРМ ПТ СПО літаків є дуже вузькою й специфічною інженерною проблемою, у зв'язку з чим отримання інформації від іноземних виробників практично не можливо. Аналіз, представлений в цьому розділі, ґрунтується в основному на матеріалах, опублікованих у відкритій пресі, та матеріалах ДП «АНТОНОВ».

Аналіз існуючих методик розрахунку конструктивних елементів РТ і раптового розширення каналу ГРМ ПТ СПО показав, що для створення математичної моделі гідравлічних процесів ГРМ ПТ СПО, яка б адекватно описувала фізичні процеси, що відбуваються в ній на всіх експлуатаційних режимах роботи, включаючи критичні та біля критичні, необхідно:

- виконати аналіз існуючих математичних моделей, що описують гідравлічні процеси в елементах ПТ СПО і оцінити можливість їх застосування для випадків критичних і біля критичних режимів течії;

- дослідити фактори, що впливають на втрату повного тиску при раптовому розширенні каналу і при виході потоку з вихідних отворів роздавального трубопроводу;

- провести аналіз і запропонувати ефективний алгоритм розрахунку ГРМ ПТ СПО з урахуванням її специфіки;

- розробити розрахунковий модуль гідравлічного розрахунку елементів ПТ СПО та інтегрувати його в склад програмного комплексу «МережаПЕ», створеного в ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України.

1.3 Комплексна оптимізація енергозалежних систем літака

Як правило, енергозалежні системи мають усталену топологію прив'язки до літака, дискретний характер зміни характеристик за елементами, усталені обмеження і прагнення мати мінімальні витрати за установчою масою та споживаною енергією.

Враховуючи, що енергозалежні системи характеризуються декількома критеріями якості, то вони найближче описуються статистичними моделями і добре корелюються з плануванням експерименту на основі ЛПТ рівномірно розподілених послідовностей.

Розглянуті методи одержання планів експериментів базуються на *регулярних* (в певному сенсі правильних) побудовах. Формування різних критеріїв якості, що пред'являються до коефіцієнтів математичної моделі й відгуку (критерію якості складної системи), у більшості сформульованих критеріїв зводиться до одержання їх екстремальних значень. Більшість критеріїв мають статистичну основу, первинними (вихідними) поняттями для одержання їх служать матриця плану експерименту і теоретичне значення дисперсії відтворюваності результатів експериментів $\sigma^2(\varepsilon)$.

Серед відомих (приблизно 15...22) критеріїв якості планів експериментів слабо розроблені й практично не використовуються в прикладних дослідженнях критерії, що дозволяють вибрати правильну структуру математичної моделі поліноміального типу, лінійну щодо параметрів. Концепція *випадкового розміщення в багатofакторному просторі точок плану експерименту* (за відомими публікаціями) не залучається і не використовується.

Проблема вибору системи точок в багатовимірному просторі при чисельних методах вирішення різноманітних задач була поставлена Вейлем Г. (H. Weyl) у 1916 році. Рішення багатьох прикладних системних задач характеризується поєднанням обмеження виділених ресурсів на дослідження з відсутністю необхідної корисної інформації для прийняття оптимальних регулярних рішень з використанням розкриття механізмів процесів, що відбуваються (задачі з складних систем) або одержання результату у формульному виді (математичні задачі). Типові задачі для зазначених умов – це наближені обчислення багатовимірних інтегралів, багатокритеріальна оптимізація в системній (багатofакторній) постановці, проведення обчислювального експерименту з пробними точками (дослідження простору параметрів) та ін.

У зазначених задачах використовують рівномірно розподілені послідов-

ності точок в багатовимірному просторі, в стандартній постановці – в багатовимірному одиничному кубі $(0,1)$ з подальшим переходом до довільного багатовимірного паралелепіпеду [87, 89].

При пошуку структури багатофакторної математичної моделі за результатами експериментів розташування точок плану експерименту може бути *регулярним* або *випадковим* (з використанням рівномірно розподілених послідовностей). Оскільки інформація про вид (структуру) багатофакторної моделі в більшості реальних ситуацій для дослідника відсутня, то розташування точок плану експерименту у виді регулярної системи дозволяє отримати по п'ять, а в загальному випадку S_i , причому $S_i < N$, різних значень критерію якості y_w досліджуваної складної системи по кожному з двох факторів. При цьому загальна кількість експериментів $N = 25$.

Якщо обмежитися цією кількістю можливих експериментів і розташувати координати значень факторів в багатовимірному просторі випадковим рівномірно розподіленим чином в тих же інтервалах, що й в регулярному варіанті, то по кожному з факторів можна одержати 25 різних значень шуканої залежності, в загальному випадку $N = S_i$. Оптимальність розташування точок полягає в їх рівномірності у просторі R^2 (рис. 1.3).

Відзначимо, що можна поставити задачу рівномірного розташування цих же точок плану експерименту ($N = 25$) не тільки в просторі R^2 , але й в просторах більшої розмірності, наприклад, 3...50 і більше, та при тих же ресурсах одержати по 25 різних значень критерію якості від кожного з 3...50 факторів.

Рівномірне розташування точок в багатовимірному просторі відомо як *ЛПт рівномірно розподілені (р. р.) послідовності* [87]. Теорія їх побудови, алгоритми отримання та властивості наведені в численних роботах доктора фізико-математичних наук Соболя І.М. [88].

Послідовність точок P_1, \dots, P_j, \dots називається *рівномірно розподіленою* в n -вимірному кубі K^n , якщо для будь-якого паралелепіпеду Π :

$$\lim_{N \rightarrow \infty} S_N \frac{\Pi}{N} = V_{\Pi}, \quad (1.41)$$

де $S_N(\Pi)$ – кількість точок P_i з номерами $1 \leq i \leq N$, які належать Π ; V – об'єм (n -вимірний) паралелепіпеду Π [88].

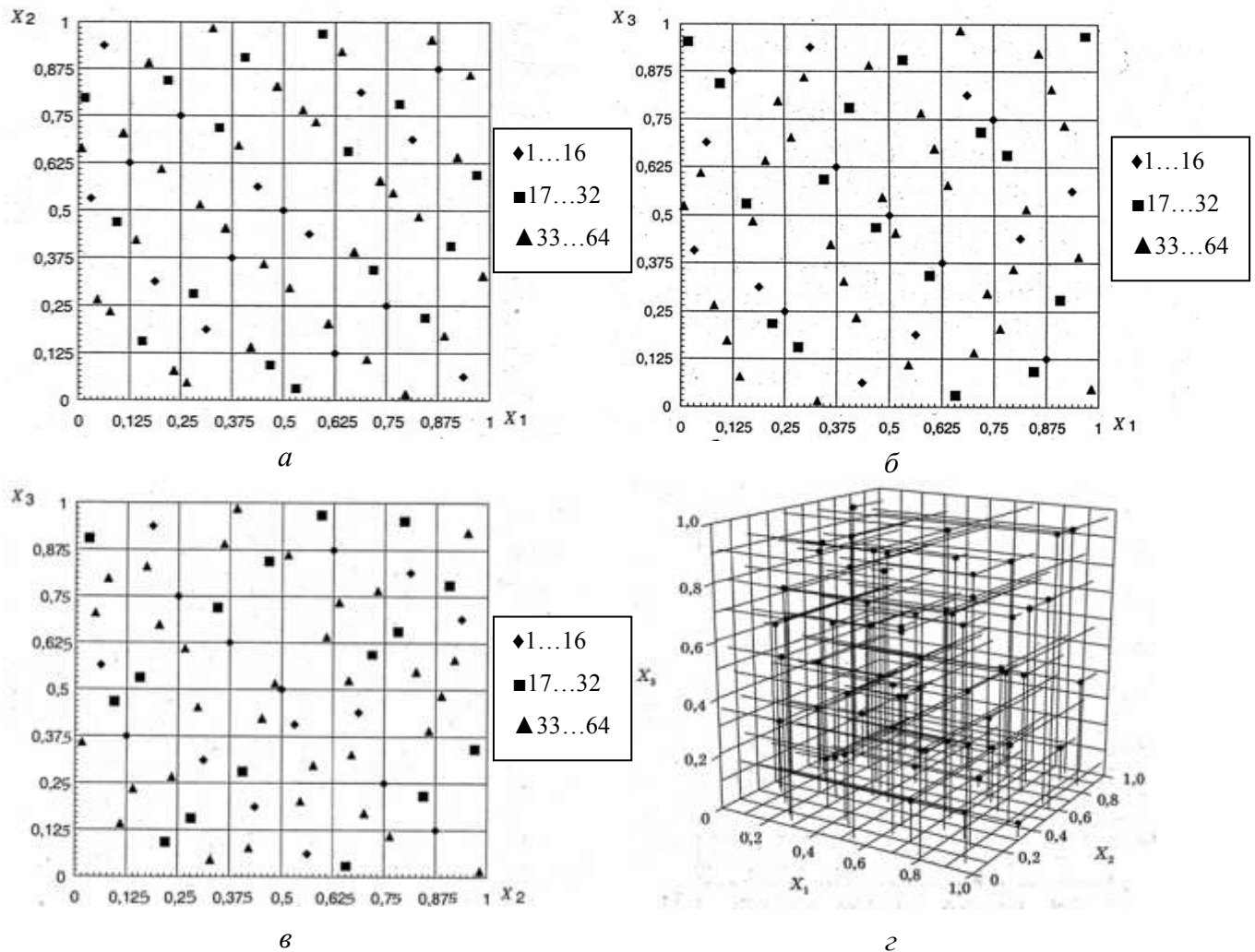


Рисунок 1.3 – Розташування точок $ЛП\tau$ рівномірно розподілених послідовностей у факторних просторах: а) X_1, X_2 ; б) X_1, X_3 ; в) X_2, X_3 ; г) X_1, X_2, X_3

Послідовність точок $P_0, P_1, \dots, P_j, \dots$ n -вимірного куба K^n називається $ЛП\tau$ послідовністю, якщо будь-яка її двійкова ділянка, що містить не менше 2^{r+1} точок, являє собою Π_r -сітку [88].

$ЛП\tau$ рівномірно розподілені послідовності характеризуються такими властивостями: проєкції N точок в k -вимірному просторі на будь-яку $(k-j)$ -вимірну грань ($1 \leq j \leq k-1$) багатовимірного одиничного куба утворюють також рівномірно розподілені послідовності й, отже, містять N проєкцій точок.

Рівномірний розподіл точок плану експерименту в будь-якому багатовимірному просторі вже при порівняно малій кількості точок $N = 16 \dots 64$ в фізичних експериментах і отриманні математичних моделей (таблиця 1.3) та $N = 16 \dots 256$

в обчислювальних експериментах при апроксимації результатів, одержаних методом статистичних випробувань або складних аналітичних залежностей, дозволяє одержувати порівняно слабо корельовані головні ефекти та ефекти взаємодій факторів при виборі структури математичної моделі.

ЛПт рівномірно розподілені послідовності дозволяють в порівнянні з регулярними планами одержати розташування точок плану експерименту ближче до тих точок багатовимірного простору відгуку, в яких ця поверхня приймає екстремальні значення і має точки перегину. Саме ці точки визначають границі зміни характеру напрямку кривої лінії, а в багатовимірному просторі – криволінійної поверхні. В задачах апроксимації багатовимірних поверхонь відгуку ці точки (екстремуму і перегину) є найбільш інформативними для одержання правильної структури багатофакторної математичної моделі. Відомо, що *ЛПт* рівномірно розподілені послідовності використовують в задачах багатофакторної оптимізації для пошуку екстремальних значень критеріїв якості [88, 89].

Розглянемо розташування *ЛПт* рівномірно розподілених послідовностей (рис. 1.3, *г*) для сукупностей точок $N = 16; 32; 64$ у тривимірному просторі $k = 3$. На рис. 1.3, *а-в* показано розташування сукупностей зазначених точок в підпросторах менших розмірностей: $k = 2$ для поєднання факторів X_1, X_2, X_3 . Проекції точок на координатні осі позначені мітками, поверненими в сторону точок. Аналізуючи розташування сукупностей точок $N_1 = 1 \dots 16$, $N_2 = 17 \dots 32$ і $N_3 = 33 \dots 64$, можна встановити, що положення їх координат по кожній з осей перемежуються між зазначеними трьома сукупностями та рівномірно розташовані в кожній з сукупностей і по кожному фактору X_j .

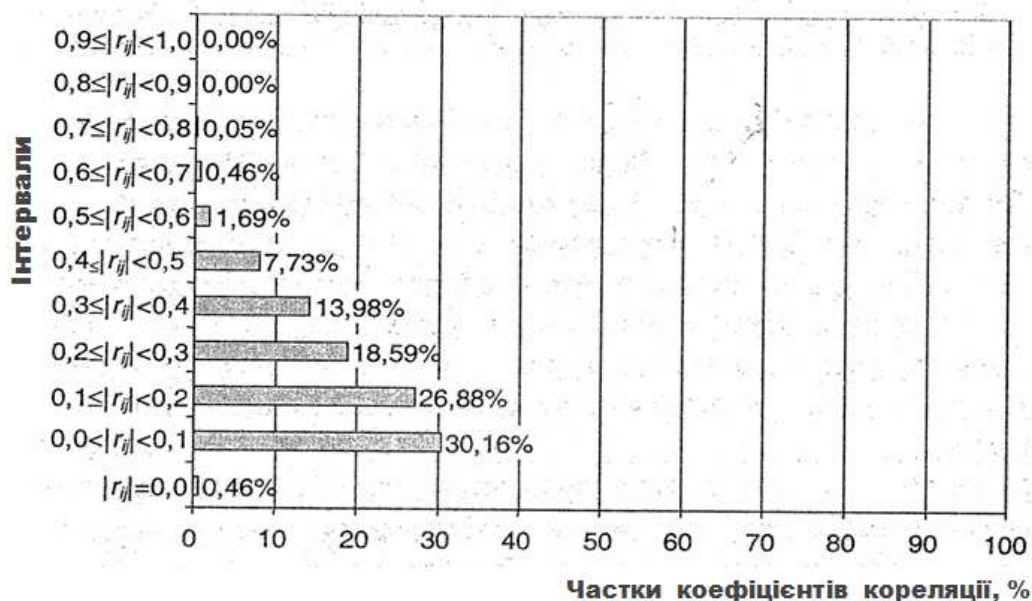
Аналіз розташування точок $N_1 = 1 \dots 16$ на всіх двовірних проекціях (рис. 1.3, *а-в*) показав, що в кожному з підінтервалів факторів X_j , що дорівнює $0,125$, по кожному фактору рівномірно розташовані 8 точок. У кожному з квадратів розміром $0,125 \times 0,125$ (або на його границі) розташована одна точка (ця закономірність порушується тільки в трьох квадратах). Чисельні значення координат зазначених точок наведено в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – ЛПт рівномірно розподілені послідовності для $0 \leq X_1, \dots, X_3 \leq 1$

№ пробної точки	Значення факторів			№ пробної точки	Значення факторів		
	$\xi_1 = X_1$	$\xi_2 = X_2$	$\xi_3 = X_3$		$\xi_1 = X_1$	$\xi_2 = X_2$	$\xi_3 = X_3$
1	0,5	0,5	0,5	33	0,515625	0,296875	0,453125
2	0,25	0,75	0,25	34	0,265625	0,046875	0,703125
3	0,75	0,25	0,75	35	0,765625	0,546875	0,203125
4	0,125	0,625	0,875	36	0,140625	0,421875	0,078125
5	0,625	0,125	0,375	37	0,640625	0,921875	0,578125
6	0,375	0,375	0,625	38	0,390625	0,671875	0,328125
7	0,875	0,875	0,125	39	0,890625	0,171875	0,828125
8	0,0625	0,9375	0,6875	40	0,078125	0,234375	0,265625
9	0,5625	0,4375	0,1875	41	0,578125	0,734375	0,765625
10	0,3125	0,1875	0,9375	42	0,328125	0,984375	0,015625
11	0,8125	0,6875	0,4375	43	0,828125	0,484375	0,515625
12	0,1875	0,3125	0,3125	44	0,203125	0,609375	0,640625
13	0,6875	0,8125	0,8125	45	0,703125	0,109375	0,140625
14	0,4375	0,5625	0,0625	46	0,453125	0,359375	0,890625
15	0,9375	0,0625	0,5625	47	0,953125	0,859375	0,390625
16	0,03125	0,53125	0,40625	48	0,046875	0,265625	0,609375
17	0,53125	0,03125	0,90625	49	0,546875	0,765625	0,109375
18	0,28125	0,28125	0,15625	50	0,296875	0,515625	0,859375
19	0,78125	0,78125	0,65625	51	0,796875	0,015625	0,359375
20	0,15625	0,15625	0,53125	52	0,171875	0,890625	0,484375
21	0,65625	0,65625	0,03125	53	0,671875	0,390625	0,984375
22	0,40625	0,90625	0,78125	54	0,421875	0,140625	0,234375
23	0,90625	0,40625	0,28125	55	0,921875	0,640625	0,734375,
24	0,09375	0,46875	0,84375	56	0,109375	0,703125	0,171875
25	0,59375	0,96875	0,34375	57	0,609375	0,203125	0,671875
26	0,34375	0,71875	0,59375	58	0,359375	0,453125	0,421875
27	0,84375	0,21875	0,09375	59	0,859375	0,953125	0,921875
28	0,21875	0,84375	0,21875	60	0,234375	0,078125.	0,796875
29	0,71875	0,34375	0,71875	61	0,734375	0,578125	0,296875
30	0,46875	0,09375	0,46875	62	0,484375	0,828125	0,546875
31	0,96875	0,59375	0,96875	63	0,984375	0,328125	0,046875
32	0,015625	0,796875	0,953125	64	0,007812	0,664063	0,523438

Початкову сукупність точок плану експерименту N_1 слід розглядати як початковий план експерименту при послідовній схемі проведення експериментів, а сукупності N_2 і N_3 – як додаткові. Рішення про їх проведення приймаються після аналізу одержаних результатів математичного моделювання за попередніми сукупностями. Зі збільшенням числа дослідів N ймовірність одержання в плані експерименту точок, досить близьких до точок екстремуму і перегину поверхні відгуку, прагне до одиниці, а коефіцієнт кореляції r_{ij} між різними ефектами прагне до нуля.

Для плану експерименту з використанням $МП\tau$ рівномірно розподілених послідовностей, представлених в таблиці 1.1 і на рис. 1.3 ($k = 3$), були розраховані парні коефіцієнти кореляції r_{ij} ефектів для сукупностей точок $N = 32$ і $N = 64$. Діаграми розподілу r_{ij} представлено на рис. 1.4, 1.5, відповідно. Для кожного плану визначалася корельованість 9 головних ефектів, 54 подвійних і потрійних взаємодій, всього 63 ефекти один з одним.



Середнє абсолютних величин коефіцієнтів кореляції 0,195428

Середнє квадратичне відхилення 0,019222

Рисунок 1.4 – Діаграма розподілу коефіцієнтів кореляції ефектів плану експерименту на основі $МП\tau$ рівномірно розподілених послідовностей для $N = 32$, $k = 3$

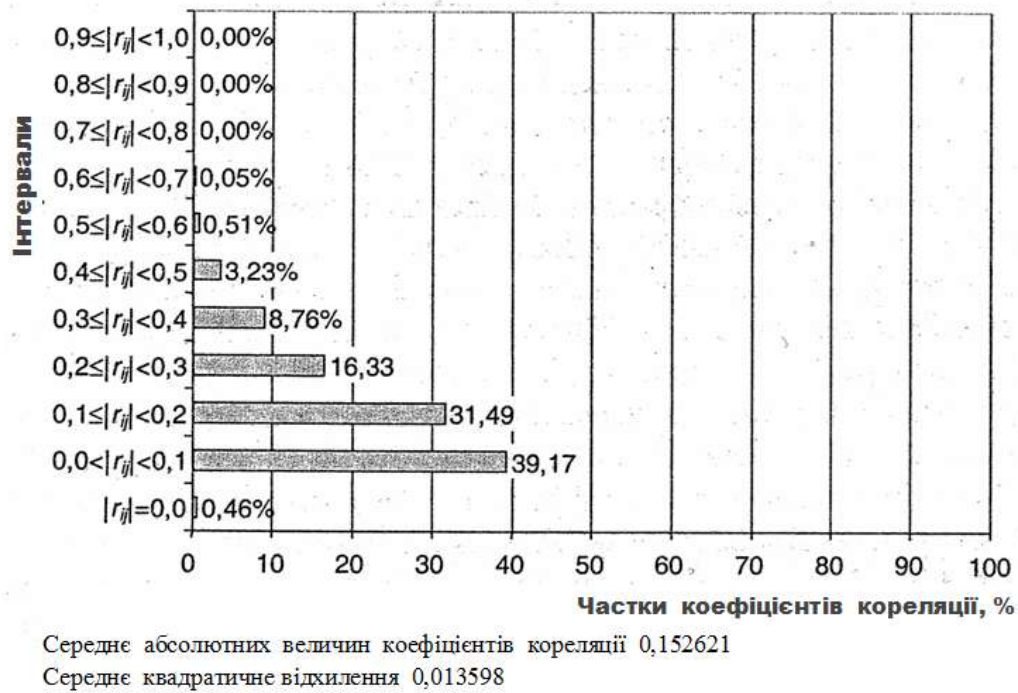


Рисунок 1.5 – Діаграма розподілу коефіцієнтів кореляції ефектів плану експерименту на основі ЛПТ рівномірно розподілених послідовностей для $N = 64$, $k = 3$

Аналіз діаграм показав, що частка коефіцієнтів кореляції ефектів з $|r_{ij}| < 0,4$ становить 90,07 % для плану $N = 32$ і 96,21 % для плану $N = 64$. Середні абсолютних величин коефіцієнтів кореляції дорівнюють, відповідно, 0,1954 і 0,1526. Наведені значення слід вважати хорошими для стійкого виділення структури і стійкого визначення коефіцієнтів статистичних моделей, побудованих на основі використання цих планів. Як і слід було очікувати, план $N = 64$ має кращі характеристики в порівнянні з планом $N = 32$ внаслідок збільшення загального числа експериментів.

При використанні ЛПТ рівномірно розподілених послідовностей як планів для отримання багатofакторних математичних моделей необхідно враховувати таке.

Вони забезпечують найкраще (з відомих планів) виявлення структури багатofакторних математичних моделей; близькість всіх ефектів до ортогональних і, отже, високу стійкість коефіцієнтів моделі; простоту і доступність про-

ведення за будь-якою схемою послідовного експерименту; можливість введення в план експерименту значного числа факторів ($k = 20 \dots 50$ (80)) при порівняно невеликому числі дослідів ($N = 64 \dots 128$ (256)).

До недоліків зазначених планів слід віднести значне число рівнів по кожному фактору ($S_i = N$) та необхідність забезпечити і підтримувати в процесі експериментування значення цих рівнів з високою точністю; невідповідність традиційним статистичними критеріями, які зазвичай використовуються в регулярних планах експериментів. З наведених недоліків випливає, що *ММТ* рівномірно розподілені послідовності не слід використовувати в тих ситуаціях, коли не забезпечується необхідна точність підтримання значень рівнів факторів і результатів експериментів.

З вищесказаного випливає, що необхідно розробити схему оптимізації енергозалежних систем, враховуючи їх жорстку топологію і дискретний характер варійованих параметрів, а також врахувати при оптимізації нелінійний характер процесів, що протікають, а також аеродинамічні особливості конструктивного виконання елементів.

1.4 Підходи в поліпшення характеристик літаків на основі аналізу досягнутого енергетичного балансу

Як зазначено в [32], при проектуванні можна спиратися на два принципи: еволюційні зміни і створення нового. У першому випадку вироби удосконалюється протягом певного часу шляхом внесення незначних поліпшень. При цьому ризик допустити значні помилки невеликий. На практиці в удосконаленні з діалектикою проектування еволюційні зміни і поява нового проходять одночасно, тобто конструктор одночасно створює нове і здійснює еволюційні зміни.

Для реалізації такого підходу до проектування літаків виявився необхідним певний етап накопичення досвіду і фактів, узагальнення їх в систему вимог, знань – науки про проектування й вдосконалення авіаційної техніки.

В [137] розглянуто методи проектування систем силових установок літаків, повітрозбірників двигунів.

Слід зазначити, що на ДП «АНТОНОВ» мають місце такі підходи в організації проектування літаків нової генерації:

- літак і двигун створюються паралельно (літаки Ан-24, Ан-72, Ан-124, Ан-77, Ан-140);

- літак створюється під відомий двигун або його модифікацію (літаки Ан-2, Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-22, Ан-14, Ан-74, Ан-148, Ан-158);

- літак створюється як глибока модернізація існуючого зразка (Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-74ТК-300, Ан-71, Ан-225);

- літак створюється як глибока модернізація існуючого зразка паралельно з глибокою модернізацією силової установки (Ан-178, Ан-188).

Загальним для всіх підходів до проектування є етапи, що в тій чи іншій мірі присутні при проектуванні літаків (рис. 1.6).

Для просування нових проектів на ДП «АНТОНОВ» актуальною задачею стало створення на базі вітчизняного оперативно-тактичного військово-транспортного літака (ВТЛ) (таблиця 1.2) літака нової генерації.

З прийняттям на кон'юнктуру попиту визначиться рівнем технічної досконалості літаків і результатами застосування збройними силами (рис. 1.7).

З прийняттям на озброєння А400М, С-2 і Ан-77 в світі почав формуватися новий сегмент ринку – оперативно-тактичні ВТЛ. Успішність розвитку сегмента середніх ВТЛ пов'язана з тим що сучасні середні ВТЛ, маючи в своєму розпорядженні можливість перевезення до 98 % номенклатури військової техніки, в тому числі броньовану, забезпечують збройними силами країн світу нову визначальну функціональну якість – аеромобільність військ сучасного рівня оснащення і дозволяють досягати з високою ефективністю переваги над супротивником в рішенні тактичних і оперативно-тактичних задач.

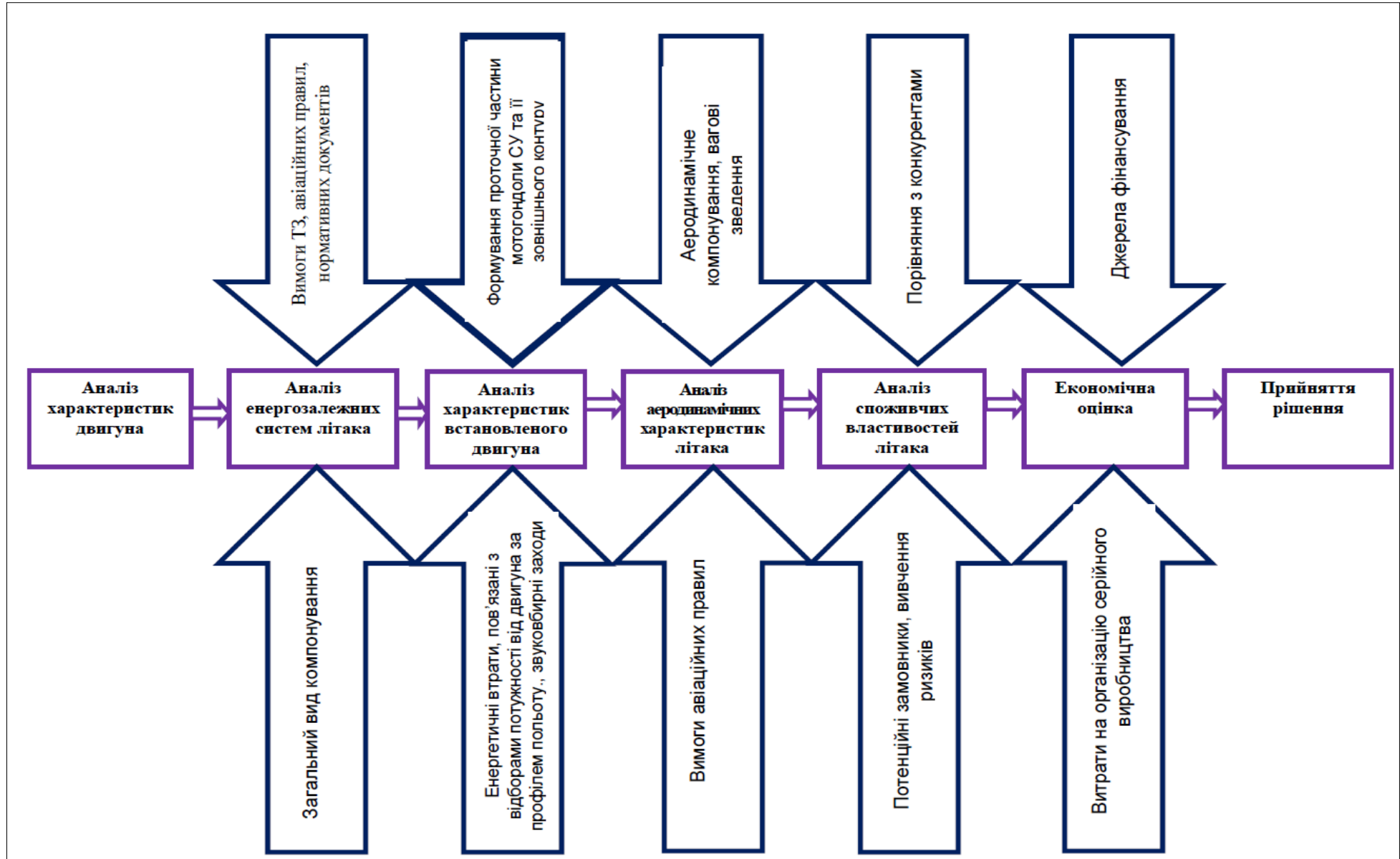


Рисунок 1.6 - Послідовність кроків при проектуванні літаків нової генерації

У 2013 році початок поставок А400М



У 2015 році прийняття на озброєння АН-77



У 2016 році початок поставок С-2



У 2018 році початок поставок (план.) КС-390



Рисунок 1.7 – Зміна умов конкуренції після 2013 року

Як правило, військово-транспортні літаки використовуються для перевезення військ, парашутистів, зброї, оперативно-тактичних і стратегічних вантажів та іншого військового обладнання; розвідки і спостереження; медичної евакуації та гуманітарної підтримки; дозаправки у повітрі (літаки-заправники); рятувальних операцій.

За своїми габаритами і злітною вагою середній оперативно-тактичний військово-транспортний літак з турбореактивними двоконтурними двигунами (ТРДД) наближається до європейського літака Airbus Military A400M, але за рядом основних льотно-технічних характеристик істотно перевершує його (таблиця 1.3).

У зв'язку з припиненням реалізації проекту, пов'язаного, в тому числі, з неможливістю організації серійного виробництва гвинтовентилятора СВ 27 (ВАТ «АЕРОСИЛА», м. Ступіно, РФ), ДП «АНТОНОВ» реалізовує програму вдосконалення вітчизняного військово-транспортного літака за рахунок застосування ТРДД (літак Ан-188).

Актуальним задачами є дослідження щодо:

- вибору взаємного розташування ТРДД і крила для забезпечення короткого зльоту й посадки;

- зменшення шуму на місцевості;
- зниження втрат повного тиску на вході в двигун;
- зменшення часу на обслуговування;
- зменшення споживаної електричної потужності на літаку;
- розширення можливостей щодо відбору повітря від компресора двигуна.

Таблиця 1.2 – Основні льотно-технічні характеристики вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з ТВД¹⁾

Режим застосування	Режим ЗЗП ²⁾	Режим КЗП ³⁾
Потрібна довжина ЗПС ⁴⁾ , м	1900	600-700
Злітна маса, т	145	118
Вантажопідйомність, т:		
- перевантажувальна	47	-
- максимальна	35	-
- розрахункова	20	20
Крейсерська швидкість, км/год	750	
Крейсерська висота, км	9,45-12,0	
Практична дальність з вантажем, км:		
- 47 т	3000	-
- 35 т	5100	-
- 20 т	6600	3000
Паливна ефективність, г/т-км	150	
¹⁾ ТВД – турбовентиляторний двигун ²⁾ ЗЗП – звичайний зліт-посадка ³⁾ КЗП – короткий зліт-посадка ⁴⁾ ЗПС – злітно-посадкова смуга		

Для створення нових конкурентних переваг середніх магістральних літаків Ан-148 і Ан-158 за рахунок розширення експлуатаційного діапазону застосу-

вання, поліпшення характеристик літака в частині зменшення шуму на місцевості, емісії, розширення діапазону польотів в умовах обмерзання на ДП «АНТОНОВ» розглядається застосування на цих літаках двигуна Д-436ФМ. Двигун був створений для літака Ан-178 вантажної версії сімейства, який в даний час проходить льотні випробування.

Таблиця 1.3 – Порівняння льотно-технічних характеристик військово-транспортних літаків

Льотно-технічні характеристики	ВТЛ с ТРДД ¹⁾	A400M	Відмінність
Об'єм вантажної кабіни, м ³	370	356	4 %
Максимальна вантажопідйомність, т	47	37	27 %
Мінімальна довжина ЗПС ²⁾ в режимі КЗП ³⁾	600-800	915	34-14 %
Максимальна вантажопідйомність в режимі КЗП (ЗПС = 915 м), т	35	20	42 %
Дальність польоту в режимі КЗП (ЗПС = 915 м) з вантажем 20 т, км	4900	2000	59 %
Дальність польоту з вантажем 37 т, км	4700	3700	22 %
¹⁾ ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун ²⁾ ЗПС – злітно-посадкова смуга ³⁾ КЗП – короткий зліт-посадка			

Відмінною особливістю є досягнення тяги на двигуні Д-436ФМ на максимально надзвичайному режимі (МНР) на 19,4 % вище тяги двигуна Д-436-148Д за рахунок оптимізації вентилятора, поліпшення газодинамічного тракту, включаючи модернізацію камери згоряння й турбінного каскаду (рис. 1.8).

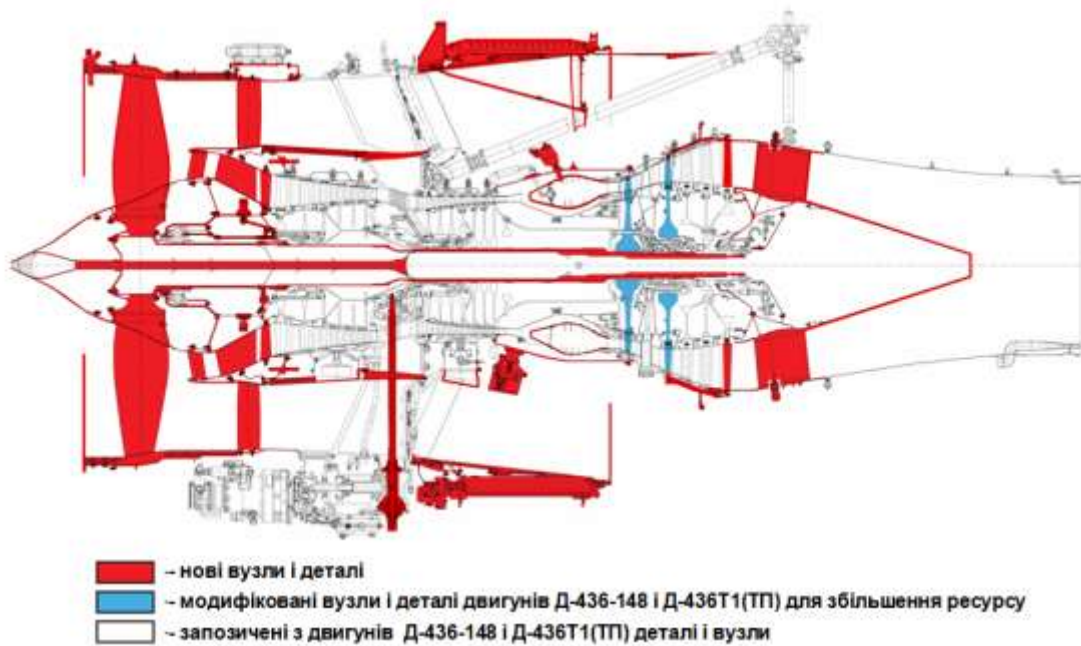


Рисунок 1.8 – Двоконтурний турбореактивний двигун Д-436-148ФМ

Для вирішення цієї задачі необхідно:

- виконати комплексні аеродинамічні дослідження літаків Ан-148 і Ан-158, обладнаних двигунами Д-436-148 ФМ;
- виконати аналіз енергозалежних систем літаків;
- провести комплексні економічні дослідження, що включають витрати на створення версій літаків з двигуном Д-436-148ФМ, їх переваги в очікуваних зонах експлуатації і можливості використовувати «гнучкий» режим роботи двигунів на зльоті.

ДП «АНТОНОВ» має більш ніж 70-річний досвід розробки та впровадження в експлуатацію авіатехніки різного призначення і, в першу чергу, літаків транспортної та пасажирської категорій. Серед продукції ДП «АНТОНОВ» особливе місце займають літаки у ваговій розмірності від 20 до 25 т. До них відносяться пасажирські літаки Ан-24 (1367 екземплярів), Ан-140 (36 екземплярів) і легкий рамповий військово-транспортний літак Ан-26, який був побудований в рекордній для свого класу кількості 1403 екземплярів.

У нових ринкових умовах актуальними стають два шляхи розвитку легкої авіатехніки «АНТОНОВ»: перший – модернізація існуючого парку літаків Ан-26; другий – створення на базі літака Ан-140 рампового транспортного ва-

ріанту Ан-140Т.

Одним із шляхів такої модернізації розглядається оснащення літаків гібридними маршовими силовими установками, які складаються з газотурбінного і силового електродвигуна, що приводять в обертання повітряний гвинт. Це дозволяє їм експлуатуватися в умовах посилених екологічних обмежень.

Для вирішення цієї задачі необхідно:

- провести аналіз існуючих гібридних маршових силових установок, застосування яких підвищує техніко-економічний рівень літака та істотно знижує шкідливі викиди, перш за все CO;

- розробити концепцію створення вітчизняної гібридної силової установки;

- виконати аналіз енергозалежних систем літака Ан-26 і розробити концепцію його модернізації

- виконати аналіз енергозалежних систем літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії.

1.5 Мета і задачі дослідження

Проведено аналіз структур енергозалежних систем літака і методів їх оцінки та встановлено фактори, які є основою точності впливу енергозалежних систем на характеристики літака. Виконано огляд існуючих методик розрахунку роздавальних трубопроводів. Розглянуто сучасний стан питання щодо конструктивного елементу гідравлічної розподільній мережі, раптового розширення каналу. Проаналізовано комплексну оптимізацію енергозалежних систем літака та підходи в поліпшення характеристик літаків на основі аналізу енергозалежних систем літака.

На основі проведеного аналізу методів створення енергозалежних систем літака сформульовано мету роботи, яка полягає у вирішенні актуальної й важливої науково-прикладної проблеми з дослідження характеристик «встановленого» двигуна, аналізу впливу на них літакових енергозалежних систем, розробці методів і способів їх мінімізації, комплексного підходу до формування критеріїв оптимізаційних циклів при проектуванні й вирішенні конкретних задач

при створенні модифікацій літаків.

Для реалізації поставленої науково-прикладної проблеми необхідно вирішити такі задачі:

1. Виконати пошук форми вхідного пристрою з мінімальними втратами на вході в двигун.
2. Розробити нові рішення задачі забезпечення мінімальних втрат на літаку при зовнішньому обтіканні мотогондоли.
3. Виконати аналіз існуючих математичних моделей, що описують гідравлічні процеси в елементах повітряно-теплових систем протиобмерзання та оцінити можливість їх застосування для випадків критичних і близькокритичних режимів течії.
4. Встановити фактори, що впливають на втрату повного тиску при раптовому розширенні каналу і при виході потоку з вихідних отворів роздавального трубопроводу.
5. Провести аналіз і запропонувати ефективний алгоритм розрахунку гідравлічної розподільної мережі повітряно-теплових систем протиобмерзання з урахуванням її специфіки.
6. Розробити розрахунковий модуль гідравлічного розрахунку елементів повітряно-теплових систем протиобмерзання.
7. Розробити схему оптимізації енергозалежних систем, враховуючи їх жорстку топологію і дискретний характер варіюваних параметрів.
8. Провести дослідження з вибору взаємного розташування турбогвинто-вентиляторного двигуна і крила для забезпечення короткого зльоту і посадки вітчизняного оперативно-тактичного військово-транспортного літака.
9. Виконати комплексні аеродинамічні та економічні дослідження літаків Ан-148 і Ан-158 при обладнанні їх двигунами Д-436ФМ.
10. Розробити концепцію створення вітчизняної гібридної силової установки з метою її застосування при модернізації літака Ан-26 і літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії.

Основні наукові результати, наведені у розділі 1, опубліковані у працях автора [4, 5, 24, 25, 30, 31], наведених в анотації.

Розділ 2

ЗАДАЧІ МІНІМІЗАЦІЇ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВИТРАТ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ЛІТАКОВИХ СИСТЕМ

2.1 Дослідження характеристик двигуна газодинамічним способом при проведенні льотних випробувань літака

Значення достовірних висотно-швидкісних характеристик (ВШХ) двигуна в складі конкретної силової установки дуже важливо для оптимізації мотогондоли. Втрата кожного відсотка тяги позначається на характеристиках літака. До енергозалежних параметрів, які потребують комплексної оцінки, відносяться:

- мідель мотогондоли;
- повітрозабірник двигуна;
- вихлопний пристрій;
- якість поверхні та проточної частини;
- площа і тип звукопоглинальних поверхонь;
- величини відібраної потужності на повітряні, електричні та гідравлічні системи;
- звукопоглинальний захист кабін літака;
- забезпечення вимог щодо шуму на місцевості.

Всі ці параметри впливають на питомі витрати палива на літаку і повинні враховуватися в оптимізаційних циклах при виборі двигуна, проектуванні мотогондоли, системи відбору повітря, системи електропостачання та в цілому забезпечення шуму на місцевості та рівня шуму в кабінах літака.

Для оцінки питомих витрат палива двигуна в літаковому компонуванні були виконані літакові випробування мотодвигунної установки з виміру тяги двигуна на крейсерському режимі польоту при великих числах M польоту. Для вирішення цієї задачі виконано доопрацювання двигуна щодо установки гребінок, виміру повного і статичного тиску, температури гальмування повітряного потоку у повітрозабірнику двигуна і вихлопному соплі вентиляторного контуру.

При проведенні льотних і стендових випробувань з виміру газодинамічних параметрів потоку у повітрозабірнику і вихлопному соплі двигуна визначені необхідні характеристики двигуна у вихідному компонуванні, виконані необхідні доопрацювання і визначені його залікові характеристики.

При льотних випробуваннях літака як об'єкта випробувань прийнятий двигун з базовою мотогондолою. Дослідження двигуна проводили на штатній правій двигунній установці літака. Двигун досліджували в компонуванні мотогондолою МГ-7 з відборами повітря і потужності на літакові потреби, при цьому величини відборів повітря і потужності не вимірювали.

Для визначення витрат повітря та імпульсів повітряного струменя на вході та виході з двигуна січення на вході у вентилятор двигуна, а також січення на зрізі сопла зовнішнього контуру були препаровані гребінками приймачів тиску (рис. 2.1).

При випробуваннях на двигун був встановлений спеціальний повітрозабірник, в якому встановлена шестипроменева гребінка приймачів тиску (рис. 2.2, а). Крім цього, на стінці повітрозабірника встановлювався приймач температури гальмування потоку типу ТВЗ.

На зрізі сопла вентиляторного контуру встановлювали шість гребінок для вимірювання повного і статичного тиску (рис. 2.2, б). Площина вимірювання повного і статичного тиску гребінок була перпендикулярна осі двигуна на зрізі сопла вентиляторного контуру. Крім цього, в горизонтальній площині зліва на зрізі сопла зовнішнього контуру встановлювали гребінку з шістьма приймачами температури. З метою зменшення похибки приймачів тиску, викликані скісним обдуванням гребінок, для наступного польоту гребінки приймачів тиску були доопрацьовані таким чином, щоб приймачі повного і статичного тисків розташовувалися на конічній поверхні скісного зрізу сопла вентиляторного контуру (перпендикулярно поверхні капота газогенератора). Типова гребінка приймачів тиску для вимірювання тиску на зрізі сопла була протарована в аеродинамічних трубах великих швидкостей Т-106М (ЦАГІ) і Т-6 (ХАІ).

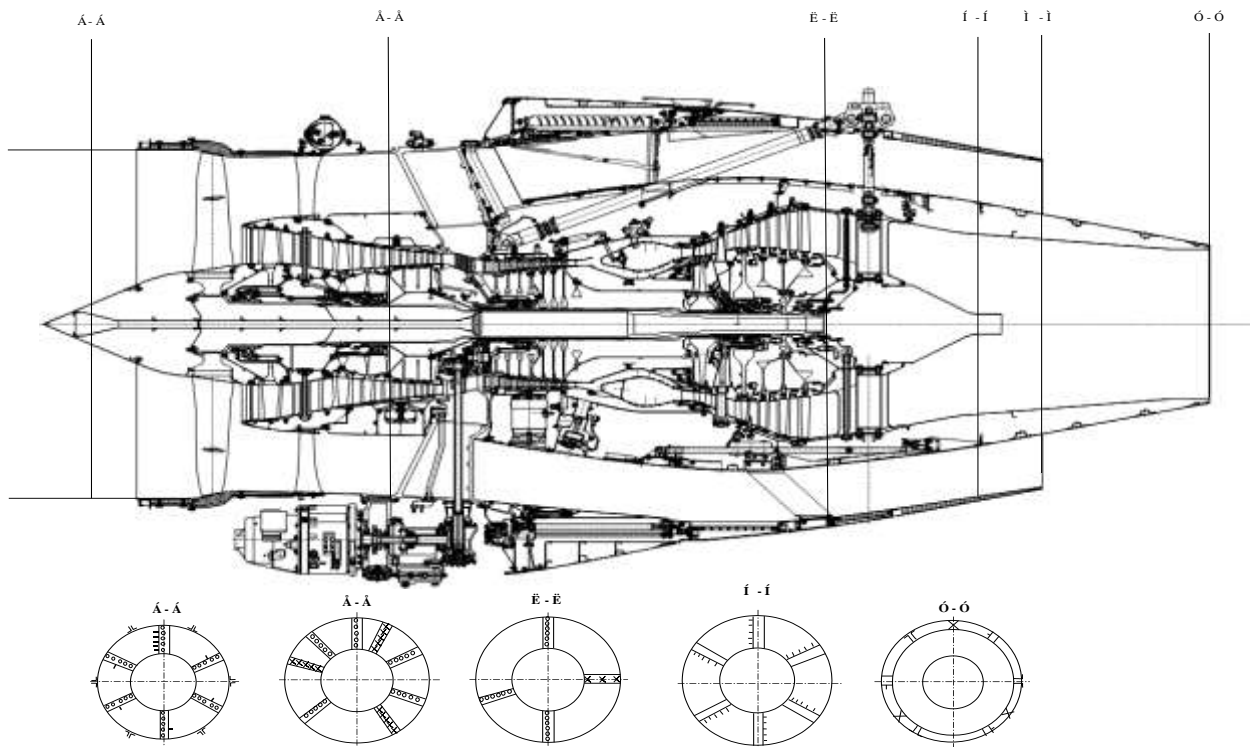


Рисунок 2.1 – Схема препарування двигуна



a



б

Рисунок 2.2 – Установлення гребінок приймачів тиску у повітрозбірнику (*a*) і соплі вентиляторного контуру двигуна (*б*)

Дослідження проведені на двигуні в конфігурації мотогондолої МГ-7 з тими ж конструктивними особливостями та обсягом препарування газоповітряного тракту (крім установки крокових гребінок на зрізі зовнішнього контуру),

що й при проведенні стендових випробувань.

Для проведення льотних випробувань досліджуваний двигун встановлювався як права маршова двигунна установка літака.

Для першого етапу льотних випробувань магістралі відборів повітря від двигуна на літакові потреби охолодження повітряно-повітряних радіаторів (ППР) і повітряно-масляних теплообмінників (ПМТ) були відключені, генератор ГП-21 не встановлювався. Для другого етапу випробувань до двигуна були підключені штатні магістралі відборів повітря внутрішнього контуру на системи підготовки повітря (СПП) та зовнішнього контуру на охолодження ППР і ПМТ. Було встановлено генератор ГП-21.

Після складання двигуна та встановлення препарування виконано вимір геометричних характеристик препаративних січень, а саме:

- внутрішній діаметр повітрязабірника і зовнішній діаметр кока в площині вимірювання статичного тиску;
- внутрішній діаметр повітрязабірника в площині розташування приймачів статичного тиску на стінках;
- внутрішній діаметр зрізу сопла внутрішнього контуру;
- внутрішній і зовнішній діаметри в проточній частині внутрішнього контуру в площині установки гребінок приймачів тиску і температури;
- зовнішній діаметр капота газогенератора на зрізі сопла внутрішнього контуру;
- відстань між площиною зрізу сопла внутрішнього і зовнішнього контурів;
- внутрішній діаметр сопла зовнішнього контуру і зовнішній діаметр капота газогенератора в площині зрізу сопла зовнішнього контуру (перпендикулярно осі двигуна);
- зовнішній діаметр капота газогенератора в мінімальному січенні скісного зрізу сопла зовнішнього контуру;
- координати розташування приймачів тиску крокових гребінок;
- внутрішній і зовнішній діаметри проточної частини зовнішнього контуру по конічній поверхні приймачів статичного тиску в січенні Н-Н;
- відстань між конічною поверхнею приймачів статичного тиску і міні-

мальним січенням скісного зрізу сопла зовнішнього контуру;

- відстань між внутрішньою поверхнею капота газогенератора і зовнішньою поверхнею сопла внутрішнього контуру на зрізі сопла внутрішнього контуру;

- внутрішній і зовнішній діаметри проточної частини зовнішнього контуру в січенні за апаратом спрямлення (СА) вентилятора.

За результатами виміру створено зведені таблиці.

Приймачі тиску, розташовані в проточній частині двигуна, за допомогою капілярних пневмотрас підключали до двох термоконтейнерів з датчиками МРХ-16. Передній термоконтейнер з шістьма блоками датчиків (96 точок) був встановлений на стінці другого шпангоута повітрязбірника. Задній термоконтейнер з чотирма блоками датчиків (64 точки) був встановлений на десятій діафрагмі нервюри правого пілона двигуна. У процесі проведення випробувань для забезпечення нормальної роботи датчиків внутрішній простір термоконтейнерів обігрівався. У середині термоконтейнерів проводили вимірювання температури. Датчики МРХ-16 вимірювали перепади тисків в досліджуваних точках відносно базового тиску. Трубопровід базового тиску був підключений до другого штатного приймача статичного тиску, розташованого з правого борту в носовій частині фюзеляжу. Магістраль базового тиску була підключена до обох термоконтейнерів і вимірювача базового тиску.

Для забезпечення коректних вимірювань статичного тиску на вході у вентилятор двигуна (січення Б-Б) у всьому діапазоні досліджуваних висот і швидкостей польоту пневмотраси статичного тиску на вході у вентилятор (10 приймачів) були підключені паралельно до двох блоків датчиків, розташованих у передньому термоконтейнері, які виміряли позитивні та негативні перепади тисків.

Датчики МРХ-16 за допомогою електрокабелів були підключені до вимірювальної системи РК-Е14-440-МРХ. Всі приймачі температур підключали до системи ГАММА-1101. Реєстрацію параметрів системами ГАММА-1101 і РК-Е14-440-МРХ виконували синхронно в автоматичному режимі.

У процесі проведення випробувань, крім вимірювання тиску і температур,

в досліджуваних січеннях реєстрували штатні параметри двигуна і параметри польоту літака такі, як:

- справжня висота польоту літака – H_{is} ;
- справжня швидкість польоту – V_{is} ;
- справжнє число Маха польоту – M_{is} ;
- статична температура потоку, що набігає – T_h ;
- величина базового тиску – $P_{баз}$;
- кутове положення важеля управління двигуном (ВУД) – $\alpha_{ВУД}$;
- годинна витрата палива – G_n ;
- частота обертання валу вентилятора – n_e ;
- частота обертання валу компресора низького тиску (КНТ) – $n_{КНТ}$;
- частота обертання валу компресора високого тиску (КВТ) – $n_{КВТ}$;
- тиск на виході з КВТ – $P^*_{КВТ}$;
- повна температура турбіни низького тиску – $t^*_{ТНТ}$;
- величина відборів повітря від двигуна на систему підготовки повітря літака – $G_{СПП}$;
- параметри електронної системи керування (ЕСК).

Параметри потоку на зрізі сопла зовнішнього контуру вимірювали по кінчній поверхні скісного зрізу сопла по нормалі до поверхні капота газогенератора.

При виконанні польотів вимірювання параметрів в досліджуваних січеннях, а також реєстрацію штатних параметрів роботи двигуна і параметрів польоту літака проводили в горизонтальному польоті на сталому режимі роботи правого двигуна.

Політ здійснювали з урахуванням таких особливостей:

- двигун мав негерметичність сопла зовнішнього контуру в зоні вузла задньої підвіски, з'єднань з обтічником реверсу, технологічних люків на соплі зовнішнього контуру (візуалізація витоків виконана при проведенні наземних гонок двигуна перед польотом за допомогою обклеювання скотчем люків на соплі зовнішнього контуру);

- в каналі зовнішнього контуру були встановлені чотири «розтяжки», а

також ковшові повітрязабірники ППР і ПМТ;

- вузол задньої підвіски двигуна мав неоптимальну аеродинамічну форму;
- стікатель капота газогенератора мав суттєві відхилення від теоретичного контуру – овальності, вм'ятини, виступаючі зварні шви, високу шорсткість зовнішньої поверхні;
- виміри витрат повітря та імпульсів внутрішнього контуру і підкапотного простору не передбачалися;
- втрати тертя і тиску на відкритій частині капота газогенератора не досліджувалися.

Результати льотних випробувань оброблялися відповідно до «Методики визначення тягових характеристик двигуна і наявної тяги маршової двигунної установки літака».

Обробка результатів зводилася до розрахунку тяги встановленого двигуна, визначення питомої витрати палива і побудови висотно-швидкісних характеристик $G_n = f(R_{всм}, H, M, T)$ і $C_R = f(R_{всм}, H, M, T)$.

Абсолютна величина тиску в досліджуваній точці:

$$P_{вим} = P_{баз} + \Delta P_{вим}, \quad (2.1)$$

де $P_{баз}$ – базовий тиск при проведенні випробувань, кг/см²; $\Delta P_{вим}$ – вимірний перепад тисків, кг/см²

Величину прискорення вільного падіння приймають постійною для всього діапазону досліджуваних висот $g = 9,80665 \text{ м/с}^2$.

Величину статичного тиску потоку, що набігає, P_∞ визначають за значенням справжньої висоти польоту літака H_{is} і статичної температури потоку, що набігає, T_h , виміряних на досліджуваному режимі.

Повний тиск потоку, що набігає, P_∞^* одержують за допомогою газодинамічної функції приведеної швидкості польоту λ_∞ , яка залежить від справжнього числа Маха польоту M_∞ :

$$P_\infty^* = \frac{P_\infty}{\pi(\lambda_\infty)}, \quad (2.2)$$

Виміряні величини тисків і температур не приводяться до стандартних

атмосферних умов.

Сумарну витрату повітря через повітрозабірник при виконанні досліджень двигуна на літаку визначають за показаннями гребінок приймачів тиску, встановлених у повітрозабірнику перед входом у вентилятор.

Витрата повітря через повітрозабірник:

$$G_{n\Sigma} = 0,3965 \cdot \frac{q(\lambda_B) \cdot P_B^* \cdot F_B \cdot \mu_{ex}}{\sqrt{T_{ex}^*}}, \quad (2.3)$$

де λ_B – приведена швидкість в січенні Б-Б; F_B – геометрична площа січення Б-Б; $T_{ex}^* = T_h^*$ – температура гальмування потоку на вході у двигун; μ_{ex} – коефіцієнт витрати повітрозабірника.

Для розрахунку витрати повітря через повітрозабірник при роботі двигуна на місці на землі прийнята залежність коефіцієнта витрати повітрозабірника, яка отримана за результатами випробувань на стенді. У польоті характер течії на вході у двигун істотно відрізняється від стендових умов, оскільки на стенді відбувається розгін потоку, що надходить у двигун, а в польоті в каналі повітрозабірника – гальмування повітря. Тому застосування характеристики $\mu_{ex} = f(\lambda_B)$, одержаної в стендових умовах, для обробки результатів льотних випробувань, є некоректним.

Виміри тиску на вході у вентилятор при роботі двигуна на землі на місці показали наявність зони зриву поблизу внутрішніх стінок повітрозабірника, що призводить до зменшення ефективної площі січення на вході у вентилятор. У польотних умовах зменшення ефективної площі вхідного січення викликано тільки наявністю приграничного шару на внутрішніх стінках повітрозабірника і кока вентилятора.

Визначення μ_{ex} для польотних умов можливе такими методами:

- проведенням додаткового комплексу льотних випробувань з дослідження прикордонного шару у внутрішньому каналі повітрозабірника;
- розрахунковим шляхом згідно існуючих методик розрахунку з урахуванням дійсної (вимірної) картини розподілу тисків у вимірювальному січенні.

Під μ_{ex} повітрозабірника розуміють співвідношення імпульсу струменя

$J_{\Phi Б-Б}$, визначеного з урахуванням в'язкості потоку, до імпульсу струменя $J_{Б-Б}$, одержаного по геометричній площі січення. При сталості швидкостей потоку поза прикордонного шару в січенні це співвідношення дорівнює відношенню загальної активної площі січення, що несе сумарний імпульс, до геометричної площі поперечного січення.

У даному розрахунку μ_{ex} визначається формулою:

$$\mu_{ex} = \frac{J_{\Phi Б-Б}}{J_{Б-Б}} = \frac{F_{АБ-Б}}{F_{Б-Б}}, \quad (2.4)$$

де $F_{Б-Б} = 1,4692 \text{ м}^2$ – геометрична площа; $F_{АБ-Б}$ – активна площа, яку одержують як суму площі поза прикордонного шару та площі по висоті прикордонного шару, що має середню швидкість потоку, яка дорівнює швидкості потоку поза прикордонного шару.

Вихідними даними для розрахунку є об'єктивні термодинамічні параметри потоку в мотогондолі, зареєстровані системою бортової індикації. Геометричні характеристики препарованого двигуна прийняті відповідно до схеми препарування двигуна.

Сталість значень повного тиску в січенні Б-Б препарованого двигуна свідчить про сталість швидкості потоку поза прикордонного шару по радіусу січення. На рис. 2.3 показано залежності $\lambda = f(R)$ приведеної швидкості по радіусу січення, заміряні в січенні Б-Б двигуна в польоті на розглянутих режимах. Велике значення радіуса вхідного пристрою і наведені вище припущення дозволяють застосувати для визначення товщини прикордонного шару теорію плоскої пластини.

Розрахункова формула, що враховує вплив стисливості та швидкісного нагріву:

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0,0575}{Re_x^{0,2}} \cdot \left(\frac{\delta^{**}}{\delta} \right)^{-0,8} \cdot \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right)^{0,6}}{\left(1 + 0,75 \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right)^{1,05}} \cdot \bar{T}_w^{0,6} \cdot \left(\frac{2}{1 + \bar{T}_w} \right)^{1,05}, \quad (2.5)$$

де $\frac{\delta^{**}}{\delta}$ – відносна товщина втрати імпульсу для турбулентного прикордонного

шару, прийнята за залежністю; Re_x – місцеве число Рейнольдса; $\bar{T}_w = \frac{T^*}{T_0}$ – відносна температура потоку, що дорівнює при адіабатичній течії відношенню температури гальмування до статичної температури потоку; $X = 0,282$ м – прийнята середня координата січення Б-Б від точки початку наростання прикордонного шару по горизонтальній площині, що проходить по осі двигуна.

На рис. 2.4 показано приведену швидкість потоку.

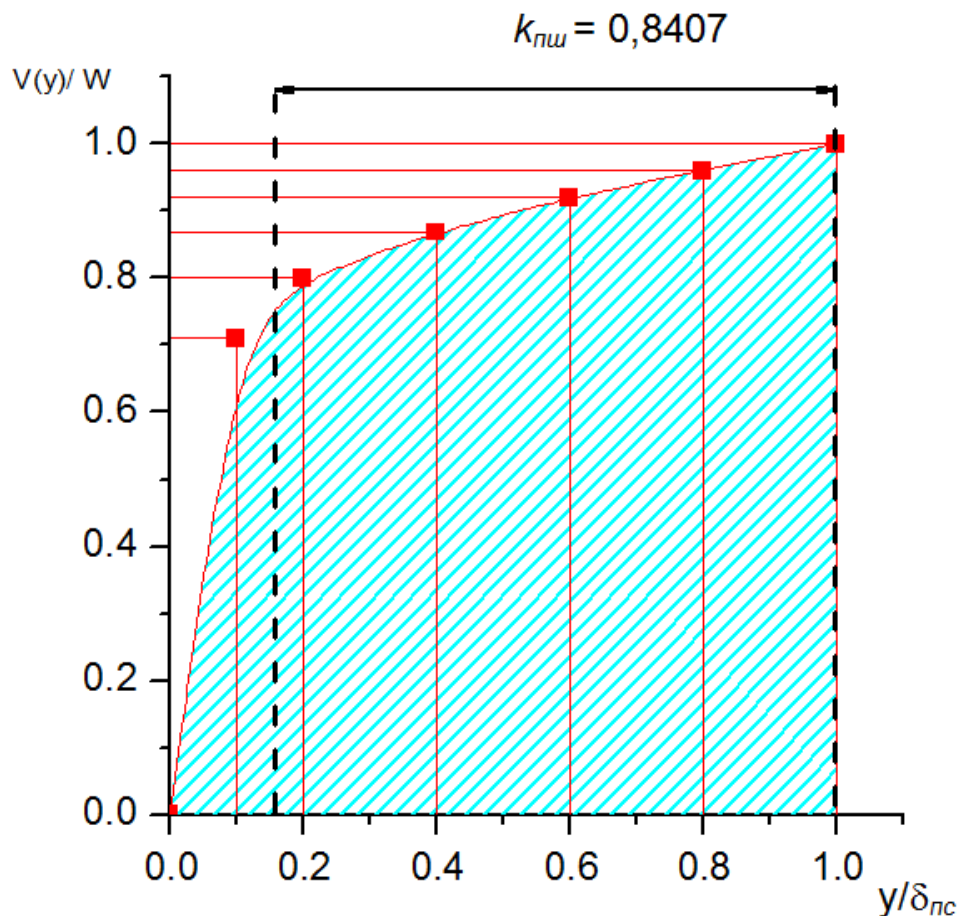


Рисунок 2.3 – Відносний розподіл швидкостей в турбулентному прикордонному шарі ($k_{пш}$ – відносна висота прикордонного шару)

При розрахунку активного січення прикордонний шар на обертовому перфорованому коку гвинтовентилятора не розглядається зважаючи на його малість. Результати розрахунку товщини прикордонного шару у вхідному пристрої мотогондолі показано в таблиці 2.1.

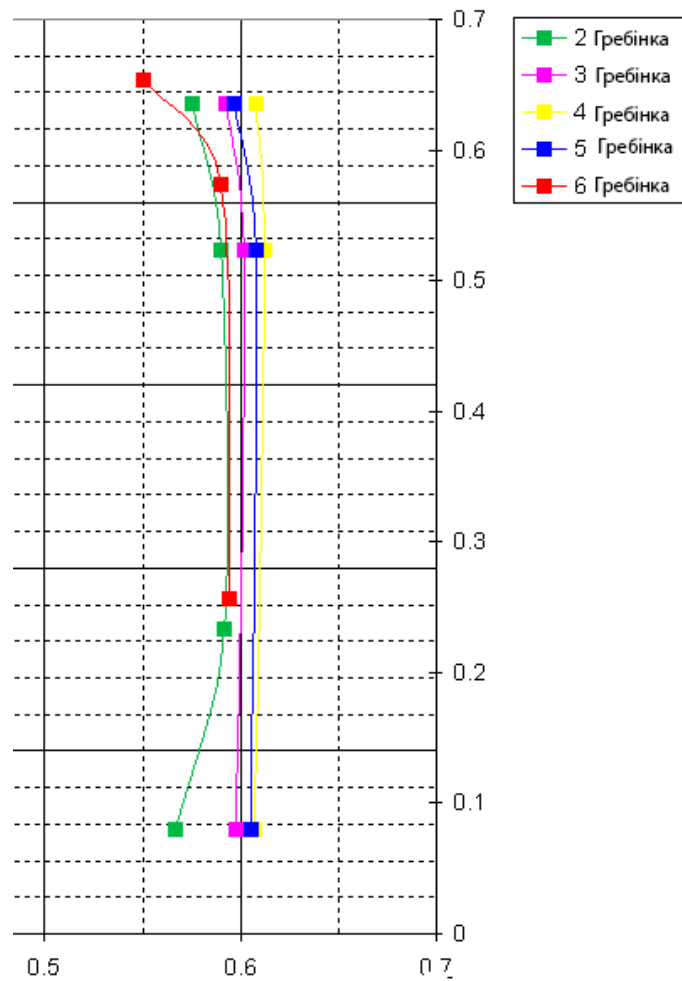


Рисунок 2.4 – Приведена швидкість потоку

Для всіх розглянутих режимів без урахування власної площі гребінок коефіцієнт входу має практично постійне значення $\mu_{ex} = 0,984$. Оскільки в січненні встановлені гребінки, що мають власну фронтальну площу приймачів, значення μ_{ex} , визначене з урахуванням фронтальної площі вимірювальних гребінок, дорівнює $\mu_{ex} = 0,981$.

Витрата повітря через підкапотний простір визначена за параметрами потоку на зрізі капота газогенератора.

Витрата повітря через зовнішній контур і параметри потоку на зрізі сопла зовнішнього контуру визначені з урахуванням поправок на показання приймачів статичного тиску і коефіцієнта зменшення ефективної площі січення на зрізі сопла зовнішнього контуру МГ-7.

Величину тяги встановленого двигуна, заявленої за ВШХ, визначена для

вимірної висоти, температури повітря і швидкості польоту літака в залежності від величини вимірної годинної витрати палива.

Значення годинної витрати палива за ВШХ знайдена для вимірної висоти, температури повітря і швидкості польоту літака в залежності від величини розрахованої встановленої тяги двигуна.

Таблиця 2.1 – Результати розрахунку товщини прикордонного шару у вхідному пристрої мотогондолі

№ режиму	λ	T^*	T_0	M	V_x	Re	$\delta_{ПШ}^{1)}$	$F_{A0}^{2)}$	$F_{A_ПШ}^{3)}$	μ_{ex}
-	-	°К	°К	-	м/с	-	мм	м ²	м ²	-
24	0,637	239,0	215,7	0,735	227	1,64E+06	6,0	1,42391	0,02154	0,98397
25	0,644	239,6	216,0	0,740	229	1,66E+06	6,0	1,42396	0,02151	0,98398
26	0,688	240,2	216,4	0,741	230	1,66E+06	6,0	1,42397	0,02149	0,98398
27	0,684	241,4	216,4	0,760	236	1,71E+06	5,97	1,42413	0,02136	0,98400
28	0,691	241,4	217,0	0,741	230,2	1,67E+06	6,01	1,42398	0,02149	0,98398
¹⁾ $\delta_{ПШ}$ – товщина прикордонного шару ²⁾ F_{A0} – площа поза прикордонного шару ³⁾ $F_{A_ПШ}$ – активна площа прикордонного шару										

На основі результатів льотних випробувань двигуна виконаний попередній розрахунок тягово-витратних характеристик двигуна.

За відсутністю препарування внутрішнього контуру, підкапотного простору і відкритої частини капота газогенератора тяга встановленого двигуна визначалася за формулою:

$$R_{\Sigma} = J_1 + J_2 - J_{ex}, \quad (2.6)$$

де J_1, J_2 – сумарний вихідний імпульс, відповідно, внутрішнього і зовнішнього контурів; J_{ex} – вхідний імпульс двигуна.

Величину вихідного імпульсу сопла внутрішнього контуру одержали за даними випробувань двигуна на висотному стенді на основі характеристики $J_I = f(\pi_k)$.

При розрахунку витрат повітря через повітрозабірник і на зрізі сопла зовнішнього контуру двигуна не враховували зменшення ефективної площі досліджуваного січення. Крім того, імпульс зовнішнього контуру не враховував кут виходу потоку на зрізі сопла.

Величину тяги встановленого двигуна порівнювали з величиною тяги за ВШХ, визначеної для вимірної в польоті висоти, температури потоку, що набігає, і швидкості польоту в залежності від положення важеля управління досліджуваним двигуном (ВУД): $R_{ВШХ} = f(H, M, T_{ex}, \alpha_{ВУД})$.

Експериментальні дані, одержані при проведенні комплексу газодинамічних досліджень тягово-витратних характеристик двигуна, що включають значний обсяг льотних випробувань, дозволили виконати уточнений розрахунок результатів польоту.

Визначення витрат повітря через повітрозабірник, а також статичного імпульсу сопла зовнішнього контуру проводилися з урахуванням μ_{ex} і μ_2 . Динамічний імпульс сопла зовнішнього контуру визначено з урахуванням коефіцієнта φ_α :

$$\varphi_\alpha = \frac{1 + \cos(\alpha_2)}{2}, \quad (2.7)$$

де $\alpha_2 = 11,7^\circ$ – кут між твірною зрізу сопла зовнішнього контуру МГ-7 і площиною, перпендикулярній осі двигуна.

Виконавши розрахунки, що стосуються величин тисків і критичного витікання з сопла ($\lambda_2 = 1$), і порівнявши їх, одержали, що за умови критичного витікання:

- значення витрати повітря $G_{п2}$ збільшується на 0,75 %;
- значення сумарного вихідного імпульсу зовнішнього контуру збільшується на 0,73 %;
- значення тяги встановленого двигуна збільшується на 1,44 %.

Отже, для режиму польоту похибка визначення витрати повітря і вихід-

ного імпульсу зовнішнього контуру при розрахунках за вимірними параметрами і критичним витіканням не перевищує 1 %, а похибка визначення тяги встановленого двигуна не перевищує 1,5 %, що є прийнятним при виконанні інженерних розрахунків.

Величина вихідного імпульсу сопла внутрішнього контуру визначена за даними випробувань двигуна на висотному стенді Ц-1А ЦІАМ при $H = 11000$ м і $M = 0,75$ в компоновці мотогондолі МГ-5.

Величина вихідного імпульсу підкапотного простору визначена за результатами польоту (з відборами повітря і потужності від двигуна на літакові потреби), побудувавши характеристику $J_{III} = f1(\alpha_{ВУД})$. Для умов польоту ($H = 10904$ м, $M = 0,735$) за фактичним значенням $\alpha_{ВУД}$ визначено значення J_{III} .

Побудувавши характеристику $X_{z2} = f2(\alpha_{ВУД})$ за фактичним значенням $\alpha_{ВУД}$, визначено значення осьової сили на капоті газогенератора. При цьому враховано, що площі відкритої частини капотів МГ-5 і МГ-7 відрізняються одна від одної:

$$X_{z2} = \frac{X_{z2} \cdot F_{z2МГ-5}}{F_{z2МГ-7}} \quad (2.8)$$

де X_{z2} – осьова сила на капоті газогенератора в польоті;

$F_{z2 МГ-5} = 1,45402$ м² – площа відкритої частини капота газогенератора МГ-5;

$F_{z2 МГ-7} = 2,13119$ м² – площа відкритої частини капота газогенератора МГ-7.

Визначення тяги встановленого двигуна, питомої витрати палива та їх відхилень від значень, заявлених у ВШХ, виконані за методикою ДП «Івченко-Прогрес».

Оскільки в польоті не встановлювалося препарування внутрішнього контуру і підкапотного простору, то оцінку дисбалансу витрати повітря з прийнятною точністю виконати неможливо.

Проведений комплекс газодинамічних досліджень тягово-витратних характеристик двигуна дозволив уточнити вихідні висотно-швидкісні характеристики (ВШХ) двигуна. Результати льотних випробувань двигуна при роботі на режимі МП показано в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Результати льотних випробувань двигуна при роботі на режимі МП

Висота H , м	Число Маха, М	Відхилення від ВШХ (недобір) тяги, %	Перевищення годинної і питомої витрати палива в порівнянні з ВШХ, %
<i>Політ без відборів повітря і потужності на літакові потреби до внесення змін в налаштування ЕСК</i>			
3069	0,3	3	1,3
6580	0,45...0,513	7,4...6,8	1,4...1
10930	0,735...0,76	10,7...12	4,6...3
<i>Політ зі зміненими настройками ЕСК та включеними відборами повітря і потужності на літакові потреби</i>			
6520...6580	0,468...0,638	4,3...2,5	5,1...2,8
8500	0,5...0,735	5,2...8	6,2...9,9
10500	0,691...0,767	4,2...4,5	4,8...5,3
10950	0,693...0,768	5..3	6,5...4,8
11550	0,7...0,766	4,9...4	6,4...6,1

Одержані результати льотних випробувань (таблиці 2.2) дозволили точніше визначити різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном, виявити та уточнити втрати, пов'язані з прив'язкою двигуна на літаку.

2.2 Оптимізація параметрів осьового повітрозбірника турбореактивного двигуна

2.2.1 Постановка задачі при проектуванні повітрозбірника

Оптимізація повітрозбірника турбовентиляторного двигуна, а також геометрії входної губи, площі входного січення, його довжини є актуальними задачами при оптимізації аеродинамічного компонування літака. Необхідно забезпечити плавність входу потоку повітря у двигун на всіх режимах його роботи та різних еволюціях літака і при цьому звести до мінімуму його вплив на зага-

льну аеродинамічну якість літака.

Сьогодні зазначені характеристики для різних варіантів повітрозабірників оцінюють за допомогою програмного забезпечення для конструювання. Застосування обчислювальних методів не виключає випробувань повітрозабірників, але радикально знижує їх кількість, витрати на них і дозволяє уникнути, наприклад, стрибків ущільнення або викликаного ними розшарування потоку.

Оптимальне проектування повітрозабірника включає в себе визначення правильного балансу між характеристиками повітрозабірника, навантаженням на конструкцію і вагою. Так, розроблений з надмірним запасом повітрозабірник буде мати зайву вагу і таким чином буде дорожче з точки зору витрат на політ. У гарно спроектованому повітрозабірнику число Маха не повинно перевищувати одиниці, щоб уникнути раптової зміни статичного тиску, температури і густини, що може привести до потенційної ударної хвилі та розшарування потоку, викликаних стрибком ущільнення у всіх зонах протягом усього польоту.

Використання обчислювальної гідродинаміки дозволяє досягти кращого розуміння умов, при яких відбуваються такі несприятливі явища. До цієї задачі приєднується й забезпечення необхідних площ на внутрішній частині повітрозабірника для забезпечення достатнього шумопоглинання, створюваного вентилятором двигуна.

Втрати повного тиску на вході безпосередньо пов'язані зі швидкістю течії газу в каналі повітрозабірника і формою вхідної кромки. Як правило, в крейсерському польоті швидкість газу в каналі повітрозабірника знаходиться в межах 150...180 м/с, практично так само, як і осьова швидкість на вентиляторі двигуна. Таким чином, діаметр каналу повітрозабірника вибирається за витратними характеристиками повітря через двигун і є дуже близьким до внутрішнього діаметра фланця вентилятора контуру, до якого він, як правило, і кріпиться.

Вхідна губа повітрозабірника повинна забезпечити безвідривну течію газу на всіх режимах роботи двигуна, в тому числі на землі та в польоті на великих кутах атаки і ковзання. Внутрішній радіус підбирається розрахунковим шляхом та оцінюється під час продування моделей в аеродинамічних трубах.

Вибір вхідного діаметра повітрозабірника безпосередньо пов'язаний з крейсерською швидкістю польоту, а його зовнішній контур визначається обтіканням мотогондоли в цілому. Основним критерієм має бути відсутність зривів при різних умовах польоту. З одного боку діаметр вхідного пристрою повинен прагнути до діаметру вентилятора, з іншого боку – не допускати збільшення загального опору мотогондоли.

Основними параметрами повітрозабірника двигуна є діаметр (площа) вхідного «горла», довжина, аеродинамічна форма губи, а також зовнішня форма мотогондоли, співвідношення площ «горла» і двигуна, а також кут дифузора на вході у двигун.

Потрібно спроектувати повітрозабірник, що має мінімальні гідравлічні втрати на вході у двигун, мінімальний опір при зовнішньому обтіканні, мінімальну установчу вагу, хороші характеристики шумопоглинання, а також забезпечити працездатність двигуна при всіх можливих еволюціях літака. Дана задача є багатопараметричною і потребує визначення пріоритетних умов при її вирішенні.

Для пасажирського літака однією з головних характеристик є часова витрата палива в крейсерському польоті, і тому потрібно мінімізувати як зовнішні аеродинамічні втрати, так і внутрішні гідравлічні. З цієї позиції необхідно зменшувати площу вхідного «горла» і довжину повітрозабірника. Але при цьому зростають втрати на вході внаслідок збільшення швидкості, а також можлива поява зривів при еволюціях літака. Також зменшується звуковбирна площа. На ДП «АНТОНОВ» виконана робота з пошуку найбільш прийняттого повітрозабірника для літака Ан-148. При цьому використовувався програмний комплекс STAR CD (PROSTAR 3.10), заснований на вирішенні рівнянь Нав'є-Стокса для в'язкої рідини в тривимірному просторі.

В даній роботі представлені результати тривимірного газодинамічного розрахунку двох варіантів повітрозабірника МГ-5 і МГ-7 (рис. 2.5). Система координат розрахункової області відповідає системі координат геометричних файлів POV-MG5.IGS і POV-MG7.IGS. Режими роботи двигуна, за якими проводився розрахунок, наведено у таблиці 2.3.

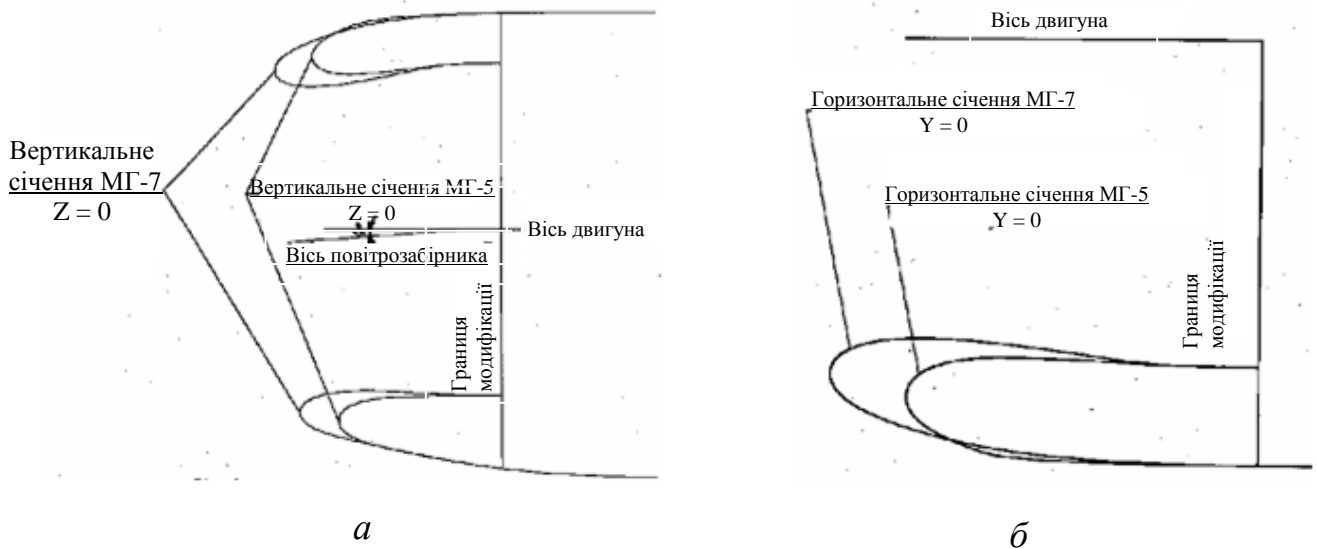


Рисунок 2.5 – Вертикальне (а) та горизонтальне (б) січення повітрязбірників МГ-5 і МГ-7

Таблиця 2.3 – Режими роботи двигуна, прийняті для розрахунку

Характеристика	Режим польоту		
	Горизонтальний	З максимальним кутом атаки	З ковзанням
Витрата повітря через повітрязбірник, $G_{об}$, кг/с	90,7		
Число Маха потоку, що набігає, $M_{н.п.}$	0,78		
Швидкість потоку, що набігає, $V_{н.п.}$, м/с	230		
Кут входу потоку, що набігає, $\alpha_{н.п.}$, град	+4	+11	0
Кут входу потоку, який набіг, $\beta_{н.п.}$, град	0	0	10
Статичний тиск на розрахунковій висоті, P_n^* , кг/см ² (бар)	0,315 (0,309)		
Статична температура на висоті, T_n^* , К	243		

2.2.2 Результати розрахунку варіанта повітрязабірника МГ-5

На рис. 2.6 показано геометрію розрахункової області повітрязабірника МГ-5 в горизонтальному січенні, а також типи граничних умов на вході та виході з розрахункової області для всіх розрахункових режимів, крім першого. На першому розрахунковому режимі замість граничних умов *Stagnation 2* і *Stagnation 3* задавалося гранична умова *Pressure 2*.

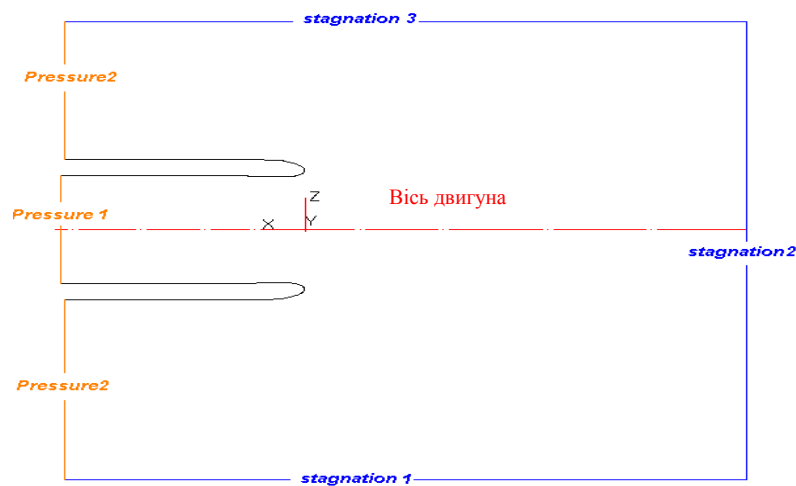


Рисунок 2.6 – Геометрія розрахункової області повітрязабірника МГ-5 в горизонтальному січенні

При розрахунку швидкість літака імітувалася швидкістю потоку, що набігає. У розрахунковій моделі область зовнішнього потоку, що починається від вхідної границі (границя *Stagnation*), розділяється в подальшому на область зовнішнього потоку і область внутрішнього потоку. Швидкість зовнішнього потоку (швидкість польоту літака) визначається заданим повним тиском і температурою на вході в розрахункову область (границя *Stagnation*), а також протитиском на виході з розрахункової області зовнішнього потоку (границя *Pressure 2*). Для області внутрішнього потоку витрата на вході в компресор визначається заданим повним тиском і температурою на вході в розрахункову область (границя *Stagnation*) і протитиском на виході з розрахункової області внутрішнього потоку (границя *Pressure 1*). Тиски на границях *Pressure* підбирали такими, щоб швидкість польоту і витрата на вході в компресор приблизно

відповідали заданим режимом роботи двигуна. Вихідні дані для розрахунків та одержані режимні параметри представлено в таблиці 2.4.

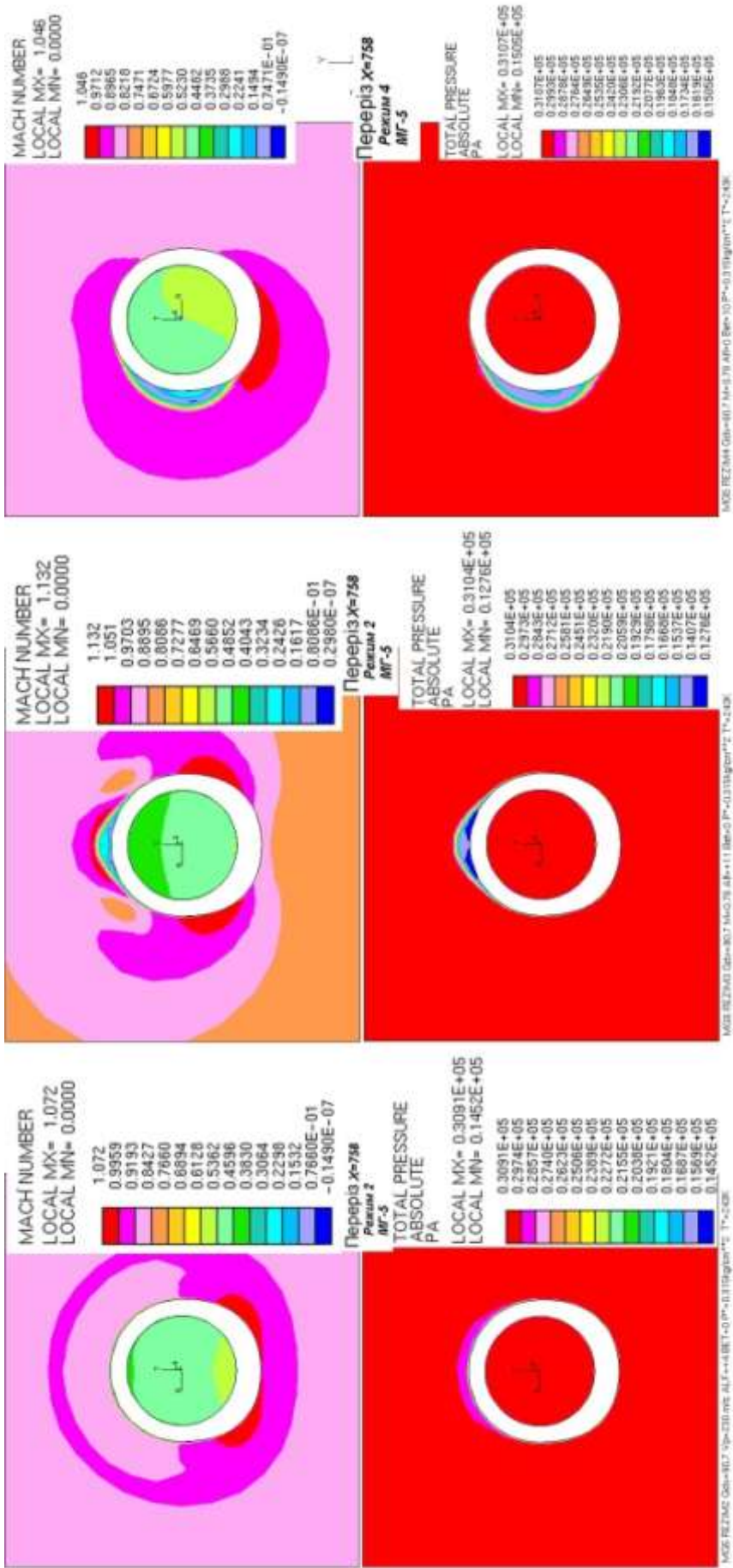
Таблиця 2.4 – Розрахункові режимні параметри повітрязбірника МГ-5

Режим	1	2	3	4	5	6
$P_{Stagnation}^*$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$T_{Stagnation}^*$, К	288	243	243	243	229	243
$DX^{1)}$	0	0,998	0,982	0,985	0,927	0,995
$DY^{1)}$	0	0,070	0,191	0	0	-0,11
$DZ^{1)}$	1	0	0	0,174	0,375	0
$P_{Pressure 1}$, кг/см ²	0,904	0,264	0,264	0,264	0,209	0,301
$P_{Pressure 2}$, кг/см ²	1,031	0,194	0,194	0,194	0,211	0,194
Вхідний ступінь турбулентності, %	2	2	2	2	2	2
Масштаб турбулентності на вході, м	0,01					
Швидкість польоту ²⁾ , м/с	18,4	231,1	232,4	232	157,7	228,2
Число Маха польоту ²⁾	0,054	0,784	0,789	0,787	0,535	0,773
Витрата на вході в компресор ²⁾ , кг/с	242,7	90	90,2	91,2	74,2	50,8
¹⁾ Напрямні косинуси потоку по відповідних осях ²⁾ Параметри, одержані в результаті розрахунку						

При розрахунку вирішувалася система рівнянь газової динаміки в тривимірній постановці. Робоче середовище – повітря з постійними в'язкістю $\mu = 1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/м·с і теплоємність $C_p = 1006$ Дж/кг·К, що підпорядковується рівнянню стану у виді $\rho = P/RT$. В процесі розрахунку використовувалася К-Е/Chen-модель турбулентності з газодинамічно гладкими стінками і схема другого порядку точності MARS.

У таблиці 2.5 представлено результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун в січенні $X = 758$ мм.

На рис. 2.7 показано розподіл числа Маха і повного тиску в січенні $X = 758$ мм, а на рис. 2.8 – розподіл числа Маха в січеннях $Y = 0$ і $Z = 0$ для різних розрахункових режимів.

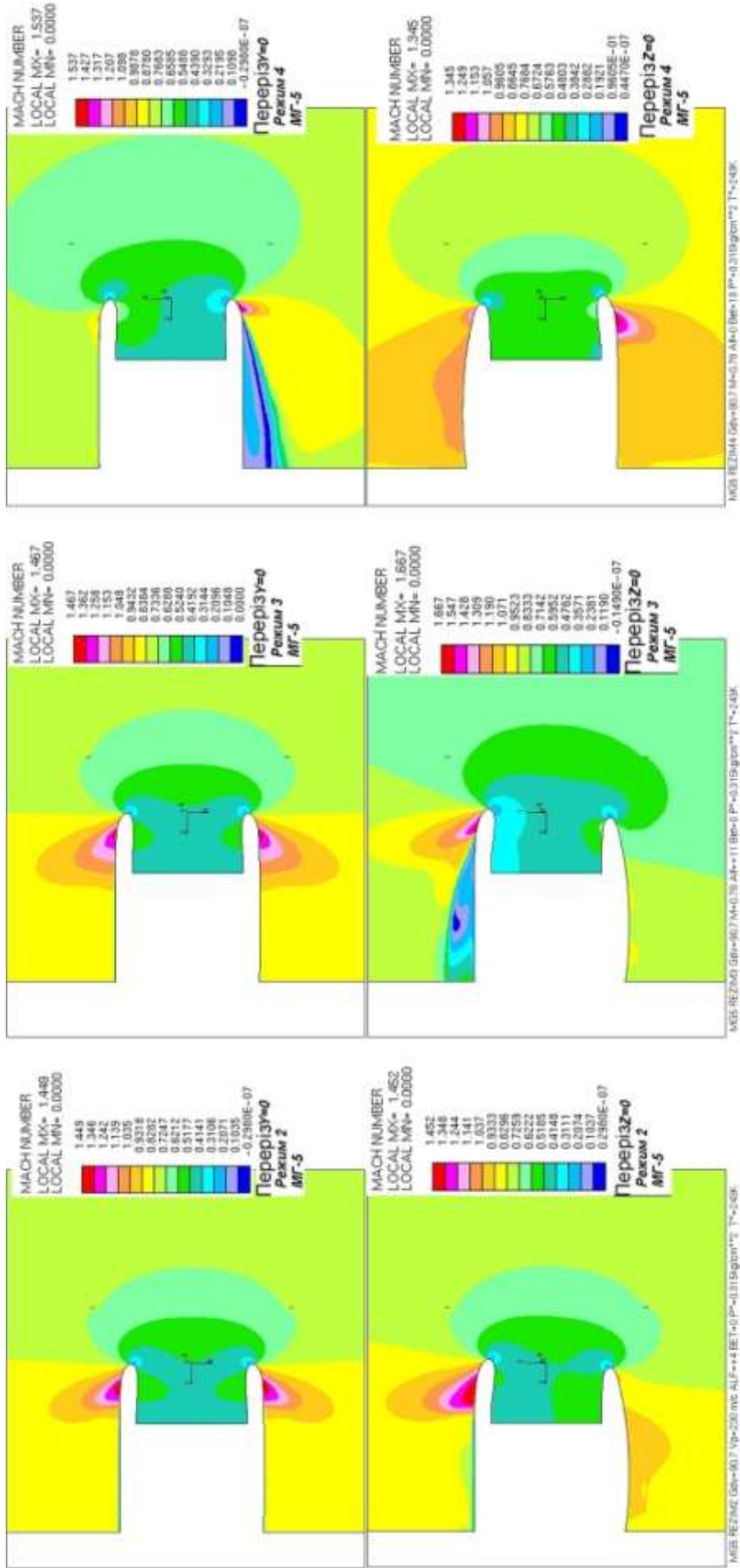


a

б

в

Рисунок 2.7 – Розподіл числа Маха і повного тиску в січентні $X = 758$ мм для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)



а

б

в

Рисунок 2.8 – Розподіл числа Маха в січеннях $Y = 0$ і $Z = 0$ для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)

Таблиця 2.5 – Результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун в січенні $X = 758$ мм

Режим	1	2	3	4	5	6
Швидкість польоту ¹⁾ , м/с	18,4	231,1	232,4	232	157,7	228,2
Кут входу потоку, що набігає, α , град.	0	+4	+11	0	0	-6
Кут входу потоку, який набіг, β , град	90	0	0	10	22	0
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$P^*_{двигуна}$, кг/см ²	1,029	0,313	0,313	0,314	0,251	0,315
$\sigma = P^*_{двигуна} / P^*_{Stagnation}$	0,996	0,994	0,994	0,997	0,977	0,999
1) Параметри, одержані в результаті розрахунку						

2.2.3 Результати розрахунку варіанта повітрязабірника МГ-7

Типи граничних умов на вході та виході з розрахункової області для всіх розрахункових режимів, крім першого і п'ятого, встановлювалися такі ж, як і для повітрязабірника МГ-5 (рис. 2.6). На першому розрахунковому режимі замість граничних умов *Stagnation 2* і *Stagnation 3* задавалася гранична умова *Pressure 2*. На п'ятому розрахунковому режимі замість граничної умови *Stagnation 3* задавалася гранична умова *Pressure 2*.

При розрахунку швидкість літака імітувалася швидкістю потоку, що набігає. У розрахунковій моделі для повітрязабірника МГ-7 використовували такі ж умови, як і для повітрязабірника МГ-5. Вихідні дані для розрахунків та одержані режимні параметри представлено в таблиці 2.6.

При розрахунку також вирішувалася система рівнянь газової динаміки в тривимірній постановці. Робоче середовище – повітря з постійними в'язкістю $\mu = 1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/м·с і теплоємність $C_p = 1006$ Дж/кг·К, що підпорядковується рівнянню стану у виді $\rho = P/RT$. В процесі розрахунку використовувалася К-Е/Chen-модель турбулентності з газодинамічно гладкими стінками і схема другого порядку точності MARS.

У таблиці 2.7 представлено результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун в січенні $X = 758$ мм.

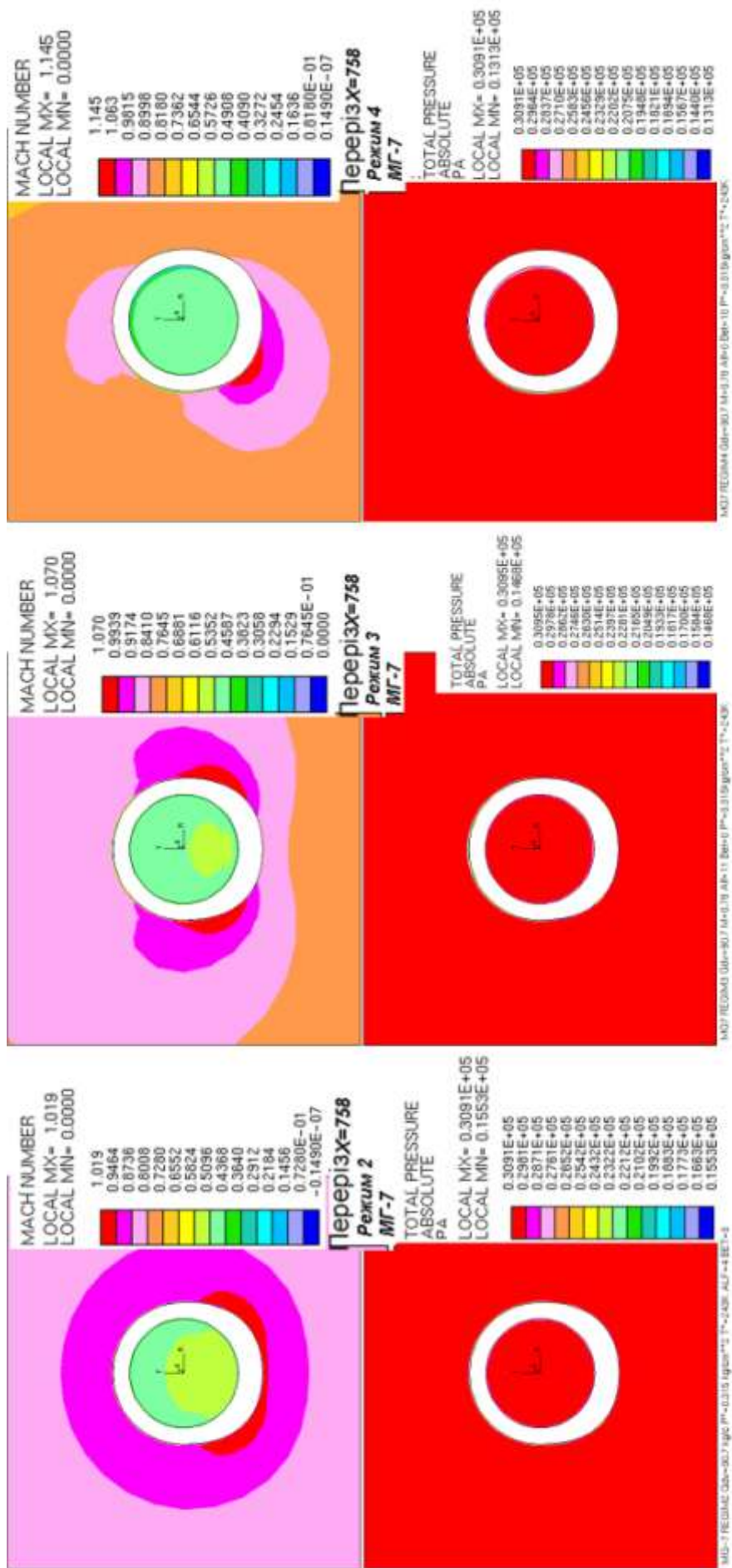
На рис. 2.9 показано розподіл числа Маха і повного тиску в січенні $X = 758$ мм, а на рис. 2.10 – розподіл числа Маха в січеннях $Y = 0$ і $Z = 0$ для різних розрахункових режимів.

Таблиця 2.6 – Розрахункові режимні параметри повітрязбірника МГ-7

Режим	1	2	3	4	5	6
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$T^*_{Stagnation}$, К	288	243	243	243	229	243
$DX^{1)}$	0	0,998	0,982	0,985	0,927	0,995
$DY^{1)}$	0	0,070	0,191	0	0	-0,11
$DZ^{1)}$	1	0	0	0,174	0,375	0
$P_{Pressure 1}$, кг/см ²	-	0,261	0,261	0,261	0,203	0,301
$P_{Pressure 2}$, кг/см ²	-	0,204	0,204	0,204	0,211	0,204
Вхідний ступінь турбулентності, %	2					
Масштаб турбулентності на вході, м	0,01					
Швидкість польоту ²⁾ , м/с	14,4	231	234,2	234,4	159	233,7
Число Маха польоту ²⁾	0,042	0,784	0,795	0,795	0,539	0,793
Витрата на вході в компресор ²⁾ , кг/с	245,7	89,5	91,3	90,9	73	50,4
¹⁾ Напрямні косинуси потоку по відповідних осях ²⁾ Параметри, одержані в результаті розрахунку						

Таблиця 2.7 – Результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун в січенні $X = 758$ мм

Режим	1	2	3	4	5	6
Швидкість польоту ¹⁾ , м/с	14,4	231	234,2	234,4	159	233,7
Кут входу потоку, що набігає, α , град.	0	+4	+11	0	0	-6
Кут входу потоку, який набіг, β , град	90	0	0	10	22	0
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$P^*_{двигуна}$, кг/см ²	1,025	0,311	0,313	0,312	0,242	0,315
$\sigma = P^*_{двигуна} / P^*_{Stagnation}$	0,992	0,987	0,994	0,992	0,94	0,999
¹⁾ Параметри, одержані в результаті розрахунку						

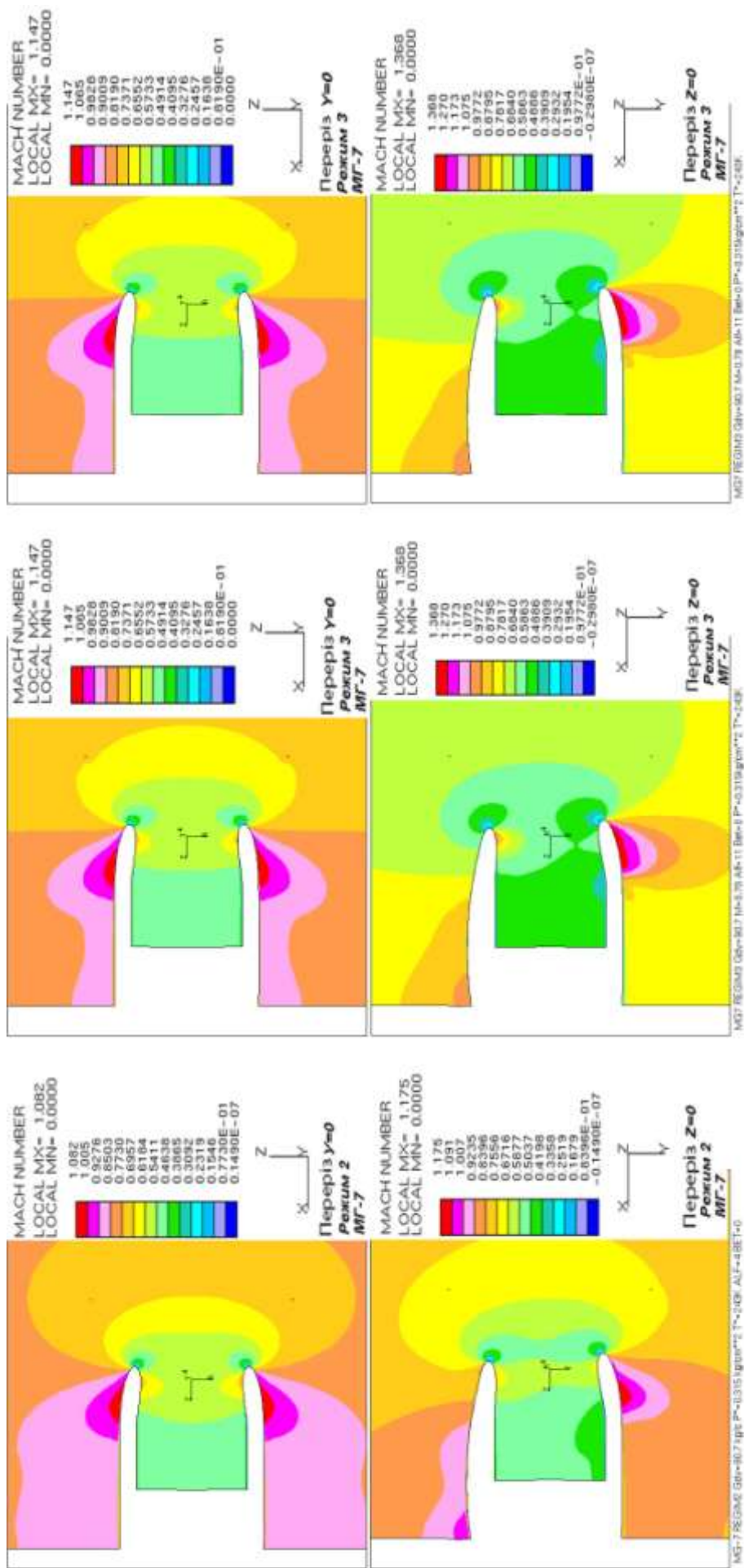


а

б

в

Рисунок 2.9 – Розподіл числа Маха і повного тиску в січентні $X = 758$ мм для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)



б

б

а

Рисунок 2.10 – Розподіл числа Маха в січеннях $Y = 0$ і $Z = 0$ для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)

Для зручності порівняння характеру течії на рис. 2.11-2.13 представлено розподіл тиску на стінці в характерних для розрахункових режимів січеннях уздовж осі повітрязабірника.

У точці відриву приграничного шару сила тертя на стінці перетворюється в нуль, а в самій зоні відриву стає негативною. При аналізі відривної течії всередині повітрязабірника необхідно враховувати, що протяжність зони відриву в реальній течії буде менше через наявність центрального тіла, геометрія якого нами не задавалася.

Як показали проведені розрахунки, зовнішнє обтікання повітрязабірника МГ-7 краще, ніж МГ-5, хоча розрахунковий коефіцієнт відновлення тиску краще для повітрязабірника МГ-5.

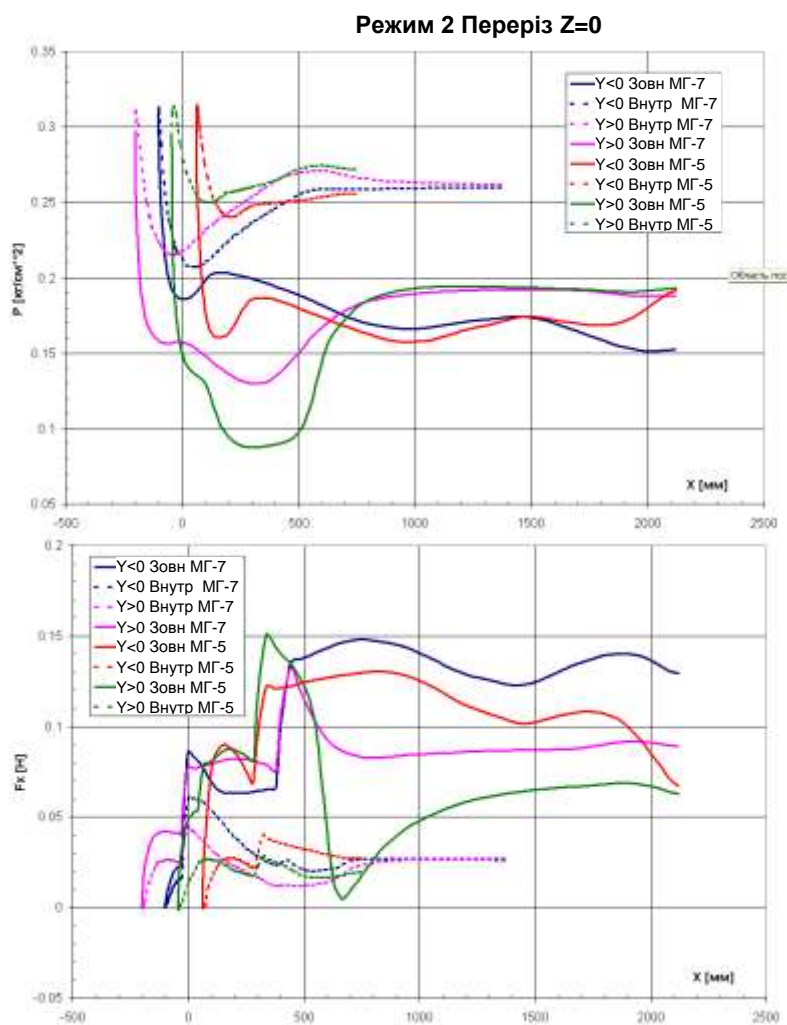
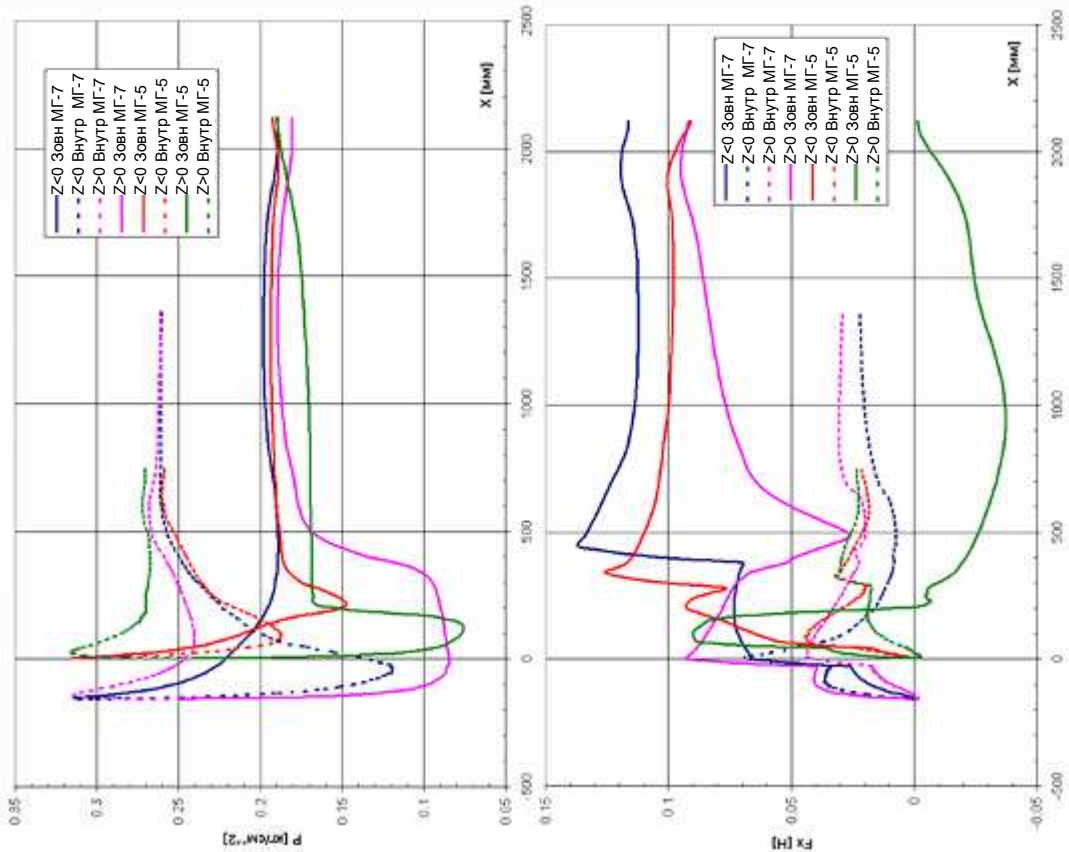


Рисунок 2.11 – Розподіл тиску на стінці в січенні $Z = 0$
для розрахункового режиму 2

Режим 4 Переріз Y=0



Режим 3 Переріз Z=0

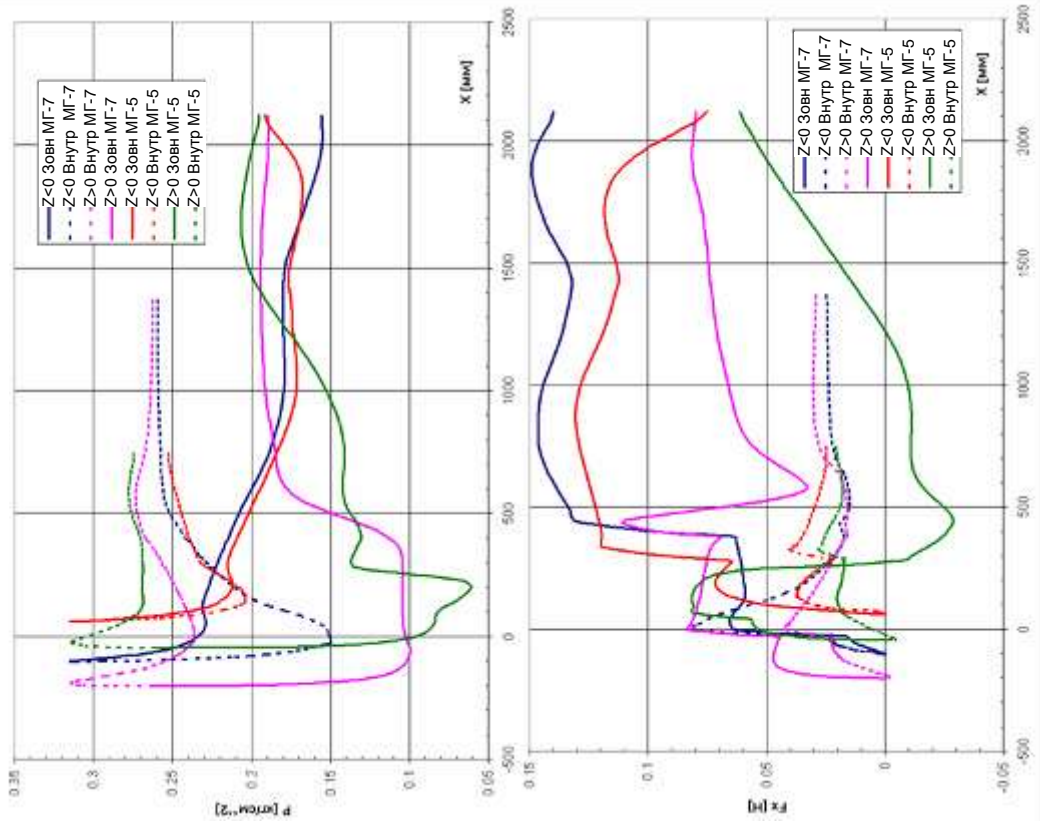


Рисунок 2.13 – Розподіл тиску на стінці

в січєнні $Y = 0$ для розрахункового режиму 4

Рисунок 2.12 – Розподіл тиску на стінці

в січєнні $Z = 0$ для розрахункового режиму 3

2.2.4 Експериментальні аеродинамічні дослідження повітрозабірників

З метою вивчення обтікання мотогондол МГ-5 і МГ-7 та врахування впливу крила і реактивного струменя двигуна була проведена серія продувань в аеродинамічній трубі АДТ-106М на виконавчій моделі літака Ан-148.

Випробування моделі літака Ан-148 у варіантах 002В.МС148.106 і 002И.МС148.106 проведені в аеродинамічній трубі ЦАГІ Т-106М на механічних терезах АВ-106.

Кріплення моделі до ваг здійснювалося на стрічковій підвісці на базі 250×800 мм. Кути атаки моделі відраховувалися від хорди контрольного січення, розташованого на $Z = 129$ мм від осі симетрії моделі. Кут встановлення горизонтального оперення (ГО) відраховувався від будівельної горизонталі фюзеляжу (БГФ).

Аеродинамічні характеристики приведені в швидкісній системі координат. Коефіцієнти опору і підйимальної сили віднесені до площі крила $S_{кр} = 0,388 \text{ м}^2$ і швидкісного напору. Коефіцієнт поздовжнього моменту віднесений, крім того, до середньої аеродинамічної хорди (САХ) $b_{САХ} = 0,2263 \text{ м}$ і обчислений відносно центра ваги, розташованого на 25 % САХ крила.

Результати випробувань оброблялися за прийнятою для труби Т-106 методикою з урахуванням поправок на обдування рами ваг, скосу потоку на опір стрічкової підвіски. Крім того, введена поправка на інтерференцію стрічкової підвіски з моделлю і на опір валика поперечної бази до коефіцієнтів C_x , C_y , m_z , які одержані раніше з методичних випробувань моделі літака 002.МС74-68.106 з крилом К20 в компонуваннях «повна модель» і «крило + фюзеляж» в режимі випробувань $M = \text{const}$ ($M = 0,4; 0,75; 0,78; 0,8; 0,82; 0,85$). Поправки цього роду визначалися методом повного подвоєння. Для цього модель встановлювалася на двох поперечних базах ($Lz_2 = 500$ мм і $Lz_2 = 250$ мм) і поздовжній базі $Lx = 500$. Після цього випробовувалися ізольовані підвіски на цих базах. Поправка на $\Delta C_{x_{\text{інт+валик}}}$ не залежить від кута атаки і постійна в досліджуваному діапазоні чисел M . Поправки на $\Delta C_{y_{\text{інт+валик}}}$ і $\Delta m_{z_{\text{інт+валик}}}$ вводилися індивідуально для

кожного кута атаки і числа M . Поправки до опору попередньо згладжувалися, поправки до підйімальної сили і подовжнього моменту вводилися в тому виді, в якому вони обчислювалися для кожної експериментальної точки.

При визначенні внутрішнього опору і витрати повітря через мотогондолу за характерні були прийняті такі площі: $F_{bx} = 0,007184 \text{ м}^2$, $F_c = 0,0057385 \text{ м}^2$.

Графіки залежності аеродинамічної якості та параметра аеродинамічної дальності від числа M представлено на рис. 2.14-2.16. Вплив горизонтального оперення і мотогондол МГ-5, МГ-7 ($M = 0,78$; вільний перехід) представлено в таблиці 2.8.

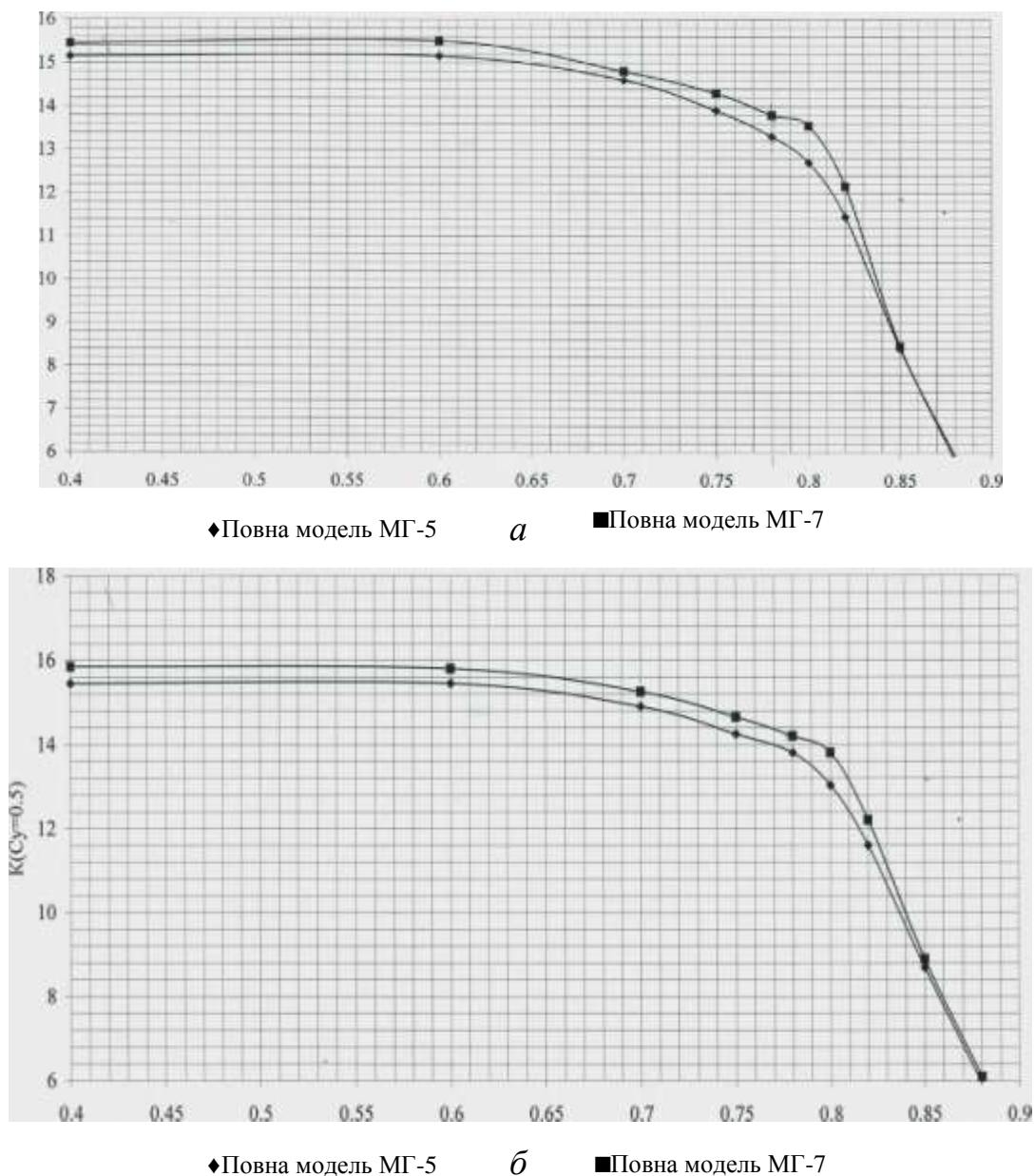
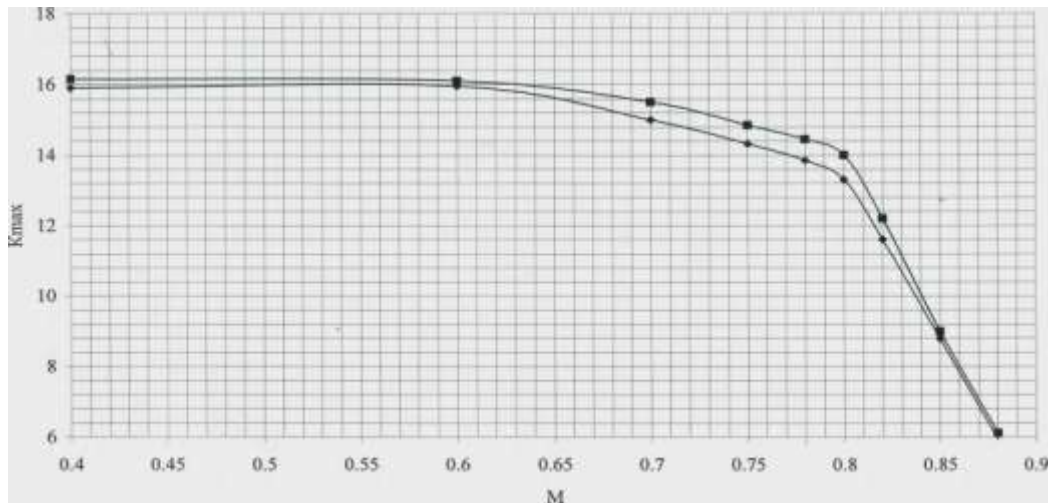
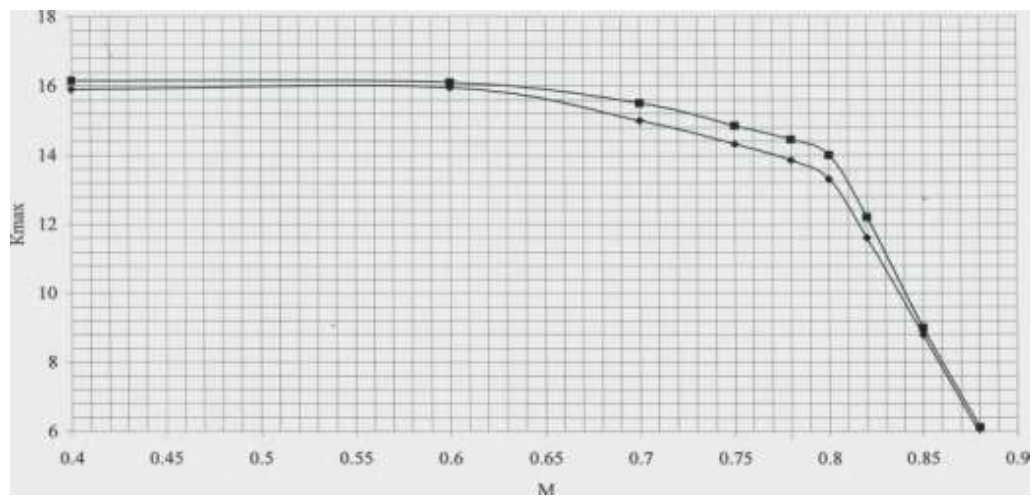


Рисунок 2.14 – Залежність аеродинамічної якості K від числа M :

а) $C_y = 0,45$; б) $C_y = 0,5$;



◆Повна модель МГ-5 *a* ■Повна модель МГ-7



◆Повна модель МГ-5 *б* ■Повна модель МГ-7

Рисунок 2.15 – Залежність аеродинамічної якості K_{max} від числа М:

a) $C_y = 0,45$; *б)* $C_y = 0,5$;

Таблиця 2.8 – Вплив горизонтального оперення і мотогондол МГ-5, МГ-7 (М = 0,78, вільний перехід)

М	М	М
$C_y = 0,45$	-0,8	0,5
$C_y = 0,5$	-0,8	0,4
Режим K_{max}	-0,8	0,6
	$D(K*M)_{Г0}$	$D(K*M)_{МГ-7-МГ-5}$
$C_y = 0,45$	-0,6	0,4
$C_y = 0,5$	-0,6	0,3
Режим K_{max}	-0,6	0,47

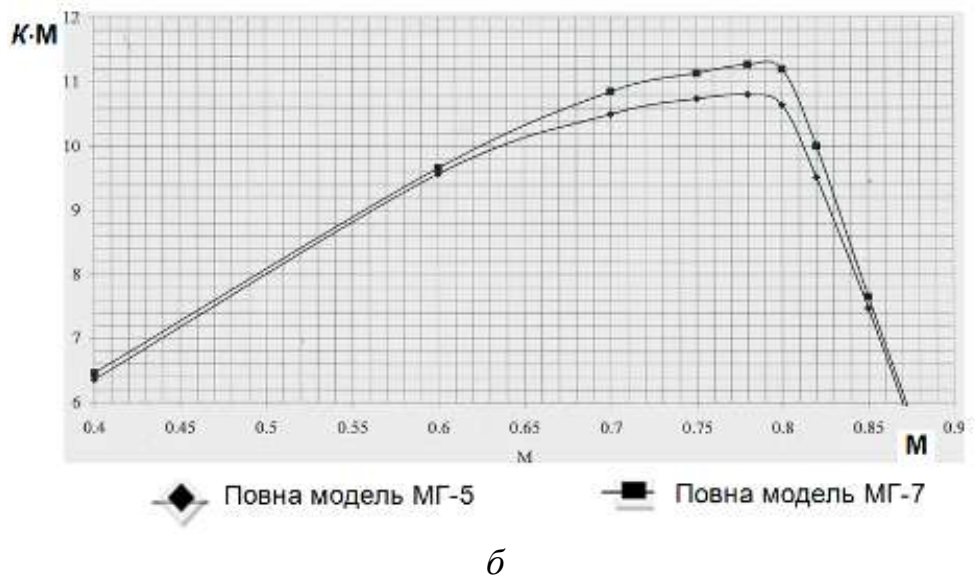
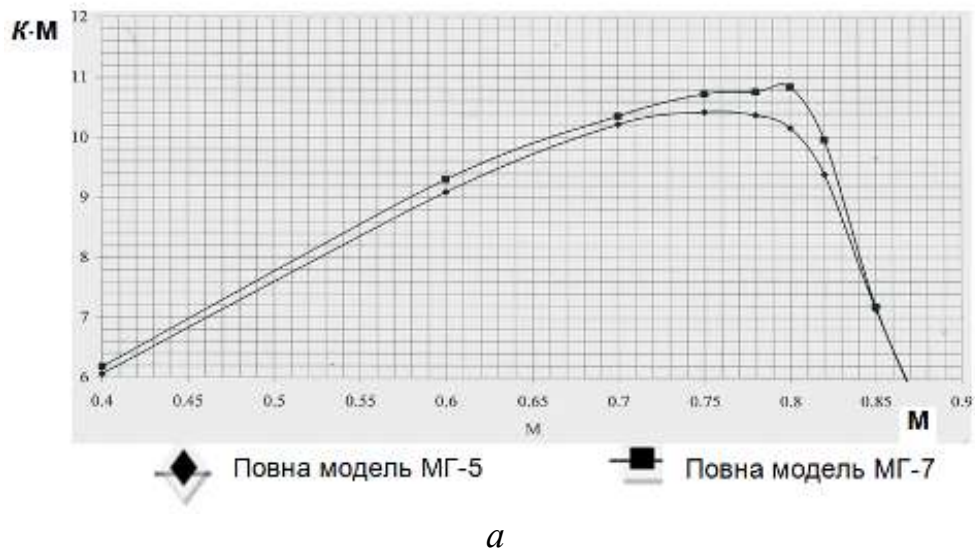


Рисунок 2.16 – Залежність параметра аеродинамічної дальності від числа M :

a) $C_y = 0,45$; *б)* $C_y = 0,5$;

В результаті установки МГ-7 замість МГ-5 приріст аеродинамічної якості на компонованні «крило + фюзеляж + мотогондола» з фіксованою точкою переходу склав $\Delta K \sim 0,3$ як на крейсерському режимі ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$), так і при значеннях C_y , відповідних K_{max} ($M = 0,78$). При $M = 0,2$ відмінності в аеродинамічній якості між компонованнями з МГ-5 і МГ-7 з фіксованою точкою переходу на елементах моделі незначні.

Додаткові експериментальні дослідження показали, що частина приросту аеродинамічної якості $\Delta K \sim 0,1$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$) може пояснюватися більш

протяжною ділянкою ламінарної течії на мотогондолі МГ-7.

Більший опір моделі з МГ-5 обумовлений наявністю хвильового опору в надзвуковій зоні на носіку мотогондолою і наявністю локального відриву.

Експериментальні дослідження з фіксованою точкою переходу $X_{II} = 7\%$ на компонуванні «крило + фюзеляж + мотогондола» виконавчої моделі з двома варіантами мотогондол МГ-5 і МГ-7. Мотогондола МГ-7 має перевагу в аеродинамічній якості в робочому діапазоні C_y і чисел $M = 0,7 \dots 0,85$. При числах $M = 0,4 \dots 0,6$ має невелику перевагу за K_{max} .

Приріст аеродинамічної якості на досліджуваному компонуванні моделі літака Ан-148 з мотогондолою МГ-7 в порівнянні з компонуванням тієї ж моделі з мотогондолою МГ-5 становить $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$) і $\Delta K_{max} \sim 0,4$ при $M = 0,78$.

Установка мотогондолою МГ-7 замість мотогондолою МГ-5 не призводить до зміни моментних характеристик.

Таким чином, при проектуванні повітрязабірника визначальним режимом є крейсерський політ. Критерієм оптимізації повинна служити паливна ефективність літака. Граничними умовами при проектуванні є забезпечення допустимої нерівномірності на вході у двигун і вимоги щодо акустики;

За результатами проведених аеродинамічних розрахунків і подальших трубних випробувань була обрана конфігурація повітрязабірника двигуна з мотогондолою МГ-7, що забезпечує приріст аеродинамічної якості $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y = 0,45$; $M = 0,78$).

Очікуване збільшення питомої витрати палива двигуна за рахунок зменшення діаметра вхідного пристрою на мотогондолі МГ-7 передбачається не більше $0,9\%$.

При перерахунку приросту якості на мотогондолі МГ-7 зниження питомої витрати палива складе $3,7\%$, що перебиває втрати повного тиску на вході у повітрязабірник.

2.3 Особливості роботи осьового повітрязабірника на турбовентиляторному двигуні

До переваг осьового повітрязабірника можна віднести можливість спроектувати мотогондолу з мінімальною площею січення за моделлю, що позитивно позначається на загальному опорі літака. Такий повітрязабірник створений на вітчизняному турбовентиляторному транспортному літаку (рис. 2.17).

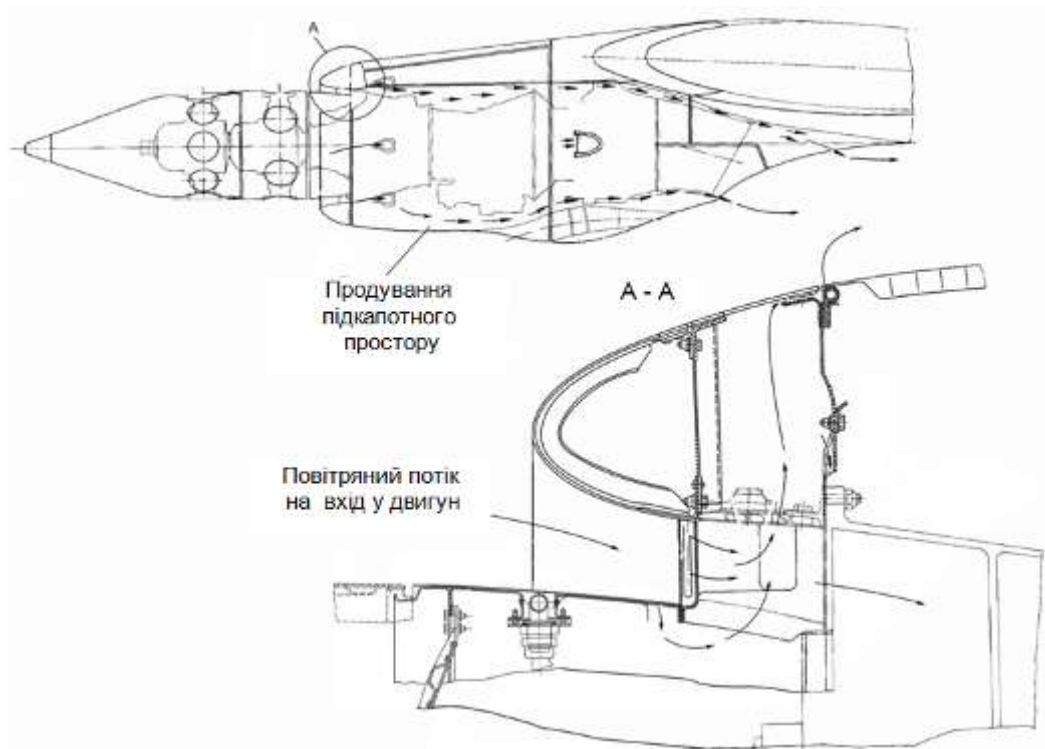


Рисунок 2.17 – Повітрязабірник на вітчизняному турбовентиляторному транспортному літаку

Представлена конструкція піддавалася всебічним льотних випробуванням. В процесі випробувань аналізувався вплив швидкості польоту (числа M), режиму роботи двигуна та інших факторів на параметри повітряного потоку на вході у двигун.

Виконана оцінка таких характеристик повітряного потоку на вході у двигун, як коефіцієнт відновлення повного тиску та окружна нерівномірність тиску на вході у двигун.

2.3.1 Коефіцієнт відновлення повного тиску

При аналізі одержаних матеріалів встановлено, що коефіцієнт відновлення повного тиску на вході у двигун (σ_{ex}) залежить, в основному, від швидкості польоту (числа M), потужності двигуна, що передається на гвинтовентилятор, і висоти польоту, та, практично, не залежить від кута установки вхідного пристрою відносно потоку, що набігає (кутів атаки і ковзання в експлуатаційному діапазоні режимів польоту літака).

У випробуваннях одержані такі граничні значення коефіцієнта відновлення повного тиску:

- максимальне значення відповідає злітному режиму роботи двигуна при відсутності потоку, що набігає, (при $M = 0$) і становить 1,055 од;

- мінімальне значення відповідає максимальній швидкості польоту ($V = 488$ км/год) (максимальному значенню числа $M = 0,65$) при роботі двигуна на режимі максимальний продовжений (МП) становить 0,926 од.

На рис. 2.18 представлено залежність зміни середнього значення повного тиску на вході у двигун ($P_{ex_сер}^*$), одержаного з додаткових датчиків препарування, розрахункового значення $P_{ex_p}^*$, повного тиску повітря перед гвинтовентилятором (P_n^*), одержаного від СВС-96В, і повного тиску на вході у двигун (P_{ex}^*), заміряного штатним датчиком, від числа M при роботі двигуна на режимах МП, максимальний крейсерський (МК), 0,6МП, малий газ (МГ).

З наведених матеріалів випливає, що значення повного тиску повітря на вході у двигун, що одержано від штатного датчика, не відповідає фактичному тиску ні за величиною, ні за характером зміни. Крім того, слід зазначити значні коливання значення P_{ex}^* .

Зважаючи, що значення P_{ex}^* використовується в системі автоматичного керування для розрахунку $\eta_{кф}$ (основного параметра регулювання), якість виміру (точність і стабільність значень при незмінних зовнішніх умовах) на пряму впливають на якість регулювання.

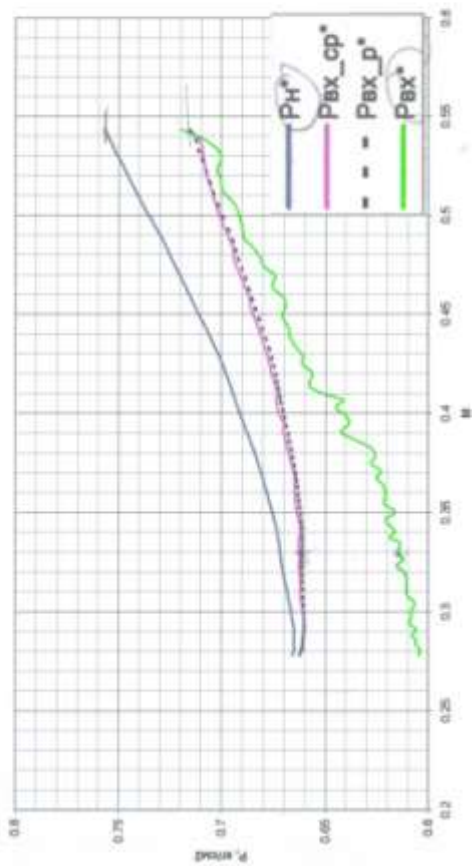
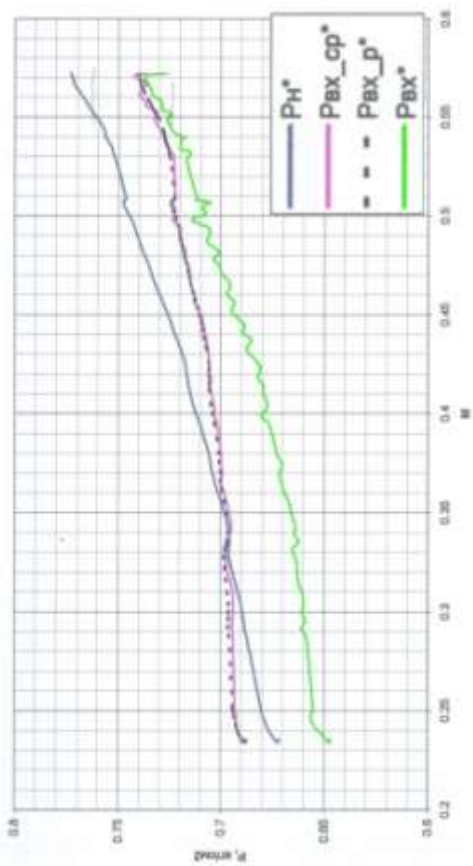
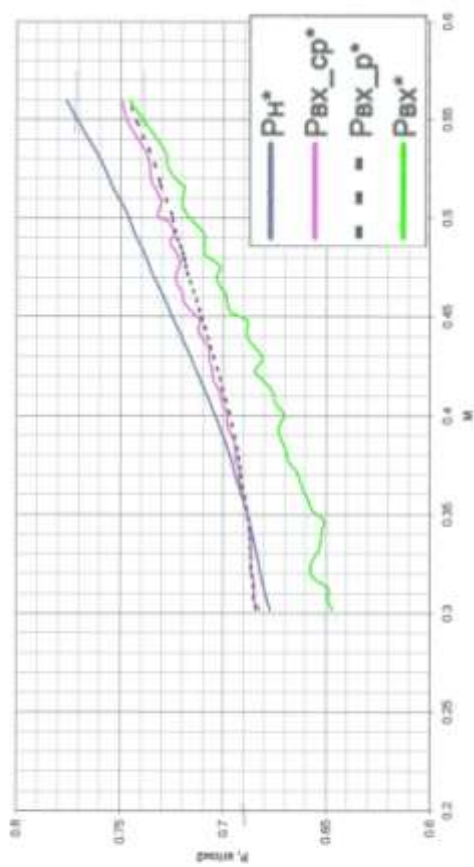
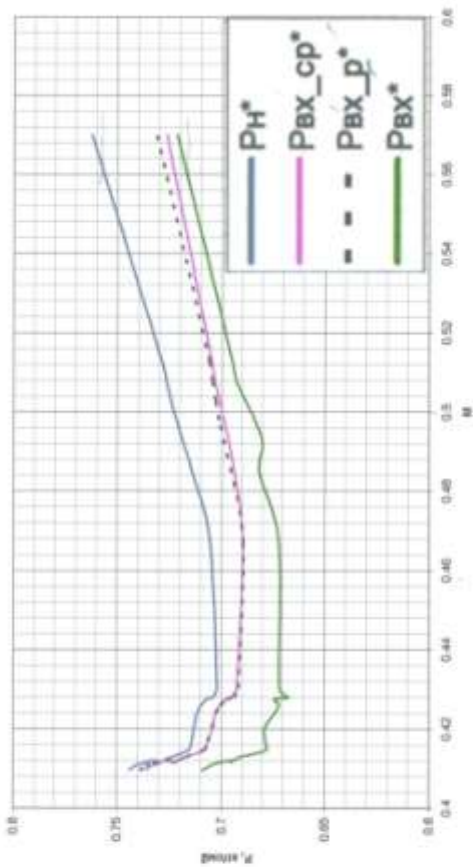


Рисунок 2.18 – Залежність зміни заміряного середнього значення повного тиску на вході у двигун від числа на режимах роботи двигуна МП (а); 0,6 МПа (б); МК (в); МГ (г) на висоті $H = 4000$ м

Для підвищення якості регулювання двигуна у всьому діапазоні швидкостей і висот польоту доцільно на прямих режимах (виключаючи режими на реверсі тяги) при розрахунку замість значення $P_{вх}$, заміряного безпосередньо у вхідному пристрої маршової силової установка блоком ЕСУ-27М, використовувати розрахункову залежність:

$$P_{вх_р}^* = \sigma_{вх} \cdot P_n^*, \quad (2.9)$$

де $P_{вх_р}^*$ – розрахункове (за моделлю) значення повного тиску на вході у двигун; P_n^* – повний тиск повітря перед гвинтовентилятором (одержано через БК-77 з літакових систем СВС-96В); $\sigma_{вх}$ – коефіцієнт відновлення повного тиску у вхідному пристрої МДУ.

Як було зазначено, коефіцієнт відновлення повного тиску на вході у двигун при існуючій конструкції вхідного пристрою МДУ залежить від числа M , висоти польоту і режиму роботи двигуна.

Встановлено, що розраховане за запропонованою залежністю з підібраними коефіцієнтами і фактичне значення $P_{вх}$ практично збігаються. Відхилення розрахункового значення повного тиску на вході у двигун від фактичного, одержаного з додатковим препаруванням, в перевіреному діапазоні режимів роботи двигуна, швидкостей і висот польоту не перевищує 1,5 % від заміряного значення. Відмінність заміряного значення $P_{вх}^*$ штатним датчиком від фактичного, одержаного з додатковим препаруванням, становить до 12 % на малих швидкостях польоту.

Безпосередній вимір тиску повітря на вході у двигун доцільно залишити як резервний датчик $P_{вх}^*$ (при відсутності інформації від літакових систем).

2.3.2 Окружна нерівномірність

Розрахунок коефіцієнта окружної нерівномірності потоку на вході у двигун виконувався за такою формулою:

$$Okr_ner = (P_{вх_сер} - P_{вх_сер_мін}) / P_{вх_сер} \quad (2.10)$$

де Okr_ner – коефіцієнт окружної нерівномірності; $P_{вх_сер}$ – середнє значення

повного тиску на вході у двигун; $P_{ex_сер_min}$ – середнє значення P_{ex} в зоні зниженого тиску.

При розрахунку рівня окружної нерівномірності використовувалася лінійна інтерполяція розподілу тиску по колу між «гребінками».

Максимальні рівні окружної нерівномірності, держані при випробуваннях, складають -4,1 %.

Величина окружної нерівномірності залежить не тільки від числа M польоту, але, більшою мірою, від кута установки вхідного пристрою відносно потоку, що набігає (кут атаки і ковзання в зоні повітрязабірника двигуна).

При аналізі зміни окружної нерівномірності за кутом атаки (рис. 2.19) встановлено, що мінімум окружної нерівномірності відповідає куту атаки, близькому до $4,8^\circ$ – кутку установки мотогондолі відносно крила.

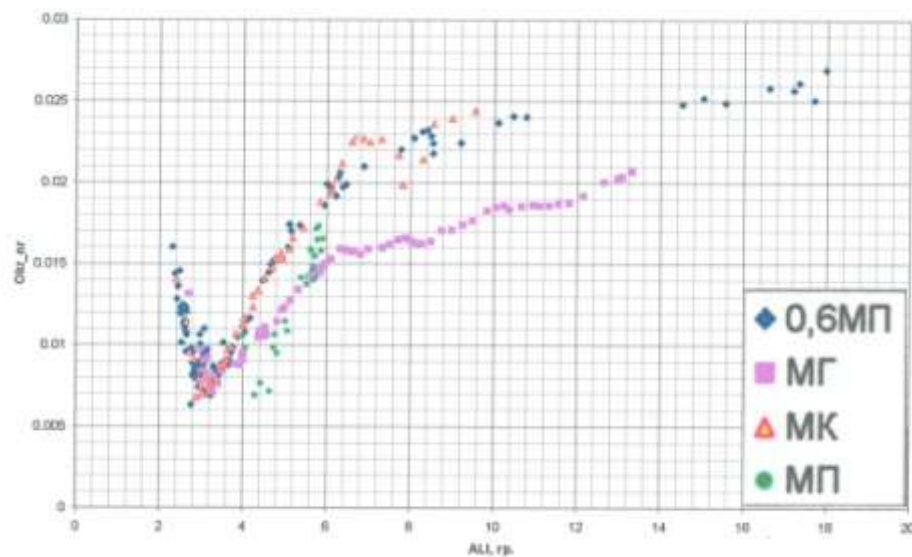


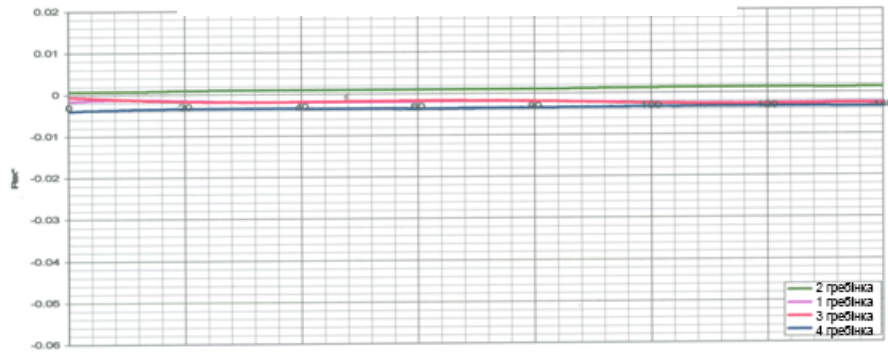
Рисунок 2.19 – Зміна окружної нерівномірності за кутом атаки

Слід зазначити, що зі зміною швидкості польоту значно змішуються зони зниженого та підвищеного тиску. Змішання зон обумовлено наявністю місцевого кута ковзання в зоні повітрязабірника, пов'язаного з впливом місця установки двигуна (вплив фюзеляжу).

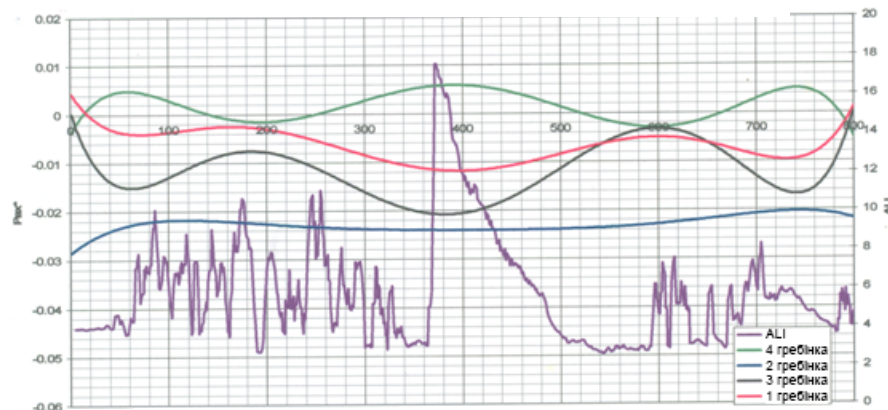
На рис. 2.20 представлено залежність відносного відхилення повного тиску повітря по колу від середнього значення на вході у двигун на різних режимах

польоту. З наведених матеріалів випливає, що забезпечити вимір повного тиску повітря на вході у двигун одним зондом можливо тільки з точністю $\pm 10\%$, що, ймовірно, недостатньо для забезпечення заявленої точності регулювання. Крім того, слід зазначити великий рівень пульсацій повного тиску повітря в зоні виміру, що призводить до розгойдування режиму роботи двигуна.

$H=0, V=0$ (опробування на землі)



$Al_i=var$ $Beta=const$ (політ без ковзання)



$Al_i=const$ $Beta=var$ (ковзання)

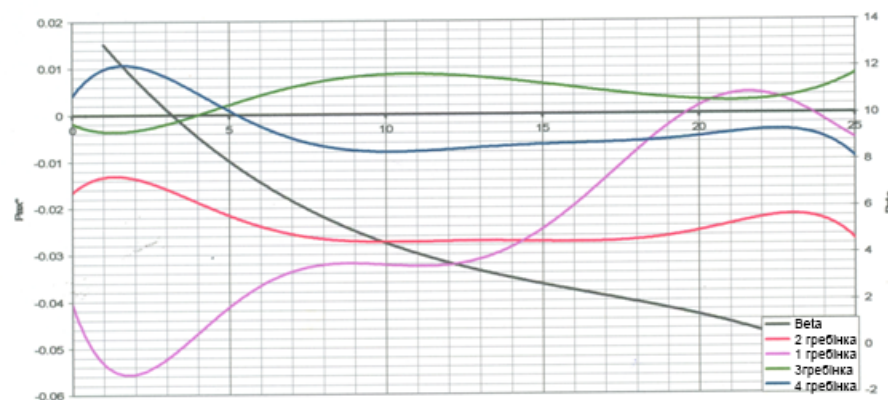


Рисунок 2.20 – Відносне відхилення повного тиску повітря по колу від середнього значення на вході у двигун на різних режимах польоту

Використовувати прямий вимір повного тиску на вході у двигун для контуру керування витратою палива (для закону підтримки $\eta_{k\Sigma}$) одним зондом недоцільно з огляду на перераховані вище недоліки. Прямий вимір P_{ex}^* може бути використаний тільки як резервний вимір (при відсутності інформації з літакових систем).

Проведено всебічне вивчення роботи осьового повітрязабірника на мотодвигунному стенді. Виявлено, що при імітації попадання в переохолоджену хмару має місце утворення льоду на внутрішніх каналах повітрязабірника за гвинтовентилятором безпосередньо на вході у двигун (рис. 2.21).

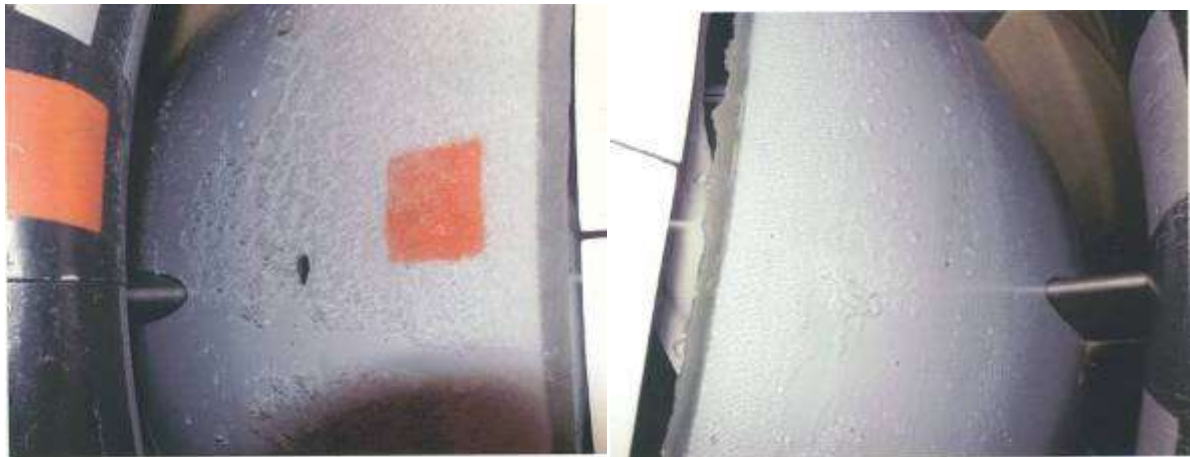


Рисунок 2.21 – Відкладення льоду на внутрішніх каналах повітрязабірника

Це викликано характером обтікання мотогондоли в цілому та відривом потоку від внутрішньої поверхні повітрязабірника, що призводить до місцевого гальмування потоку і, як наслідок, осідання льоду.

Таким чином, встановлено, що осьовий повітрязабірник характерний високими втратами повного тиску на вході у двигун і становить 6...8 %, що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива.

Враховуючи одержану нерівномірність потоку для підвищення якості регулювання двигуна у всьому діапазоні швидкостей і висот польоту (виключаючи режими реверсу тяги) при розрахунку $\eta_{k\Sigma}$ замість значення P_{ex}^* , заміряного безпосередньо у входному пристрої МДУ (вимір ЕСУ-27М), використовувати розрахункову залежність (2.9).

Безпосередній вимір тиску повітря на вході у двигун використовується як резервний датчик P_{ex}^* (при відсутності інформації від літакових систем).

Для запобігання утворенню зон осідання льоду на внутрішніх поверхнях каналу повітрязабірника необхідно ввести в конструкцію обігрів внутрішніх поверхонь.

2.4 Вплив настроювальних параметрів регуляторів тиску на величину відборів повітря від двигунів

Величина відбору повітря від компресора двигуна істотно впливає на тягові характеристики двигуна. Цю функцію на літаку забезпечує система підготовки повітря (СПП) (рис. 2.22). Актуальність даного дослідження пов'язана з нерівномірністю відборів від компресорів двигунів та нелінійним впливом величини відбору на тягу двигуна і сумарну тягу всіх двигунів насамперед на багатомоторних літаках. У свою чергу, нерівномірність відборів повітря визначається настройками регуляторів тиску.

Виконані дослідження присвячені вивченню впливу величини настройки регуляторів тиску в системах відбору повітря на величину повітря, що відбирається від кожного двигуна для багатомоторного літака, і оцінками сумарної тяги всіх двигунів

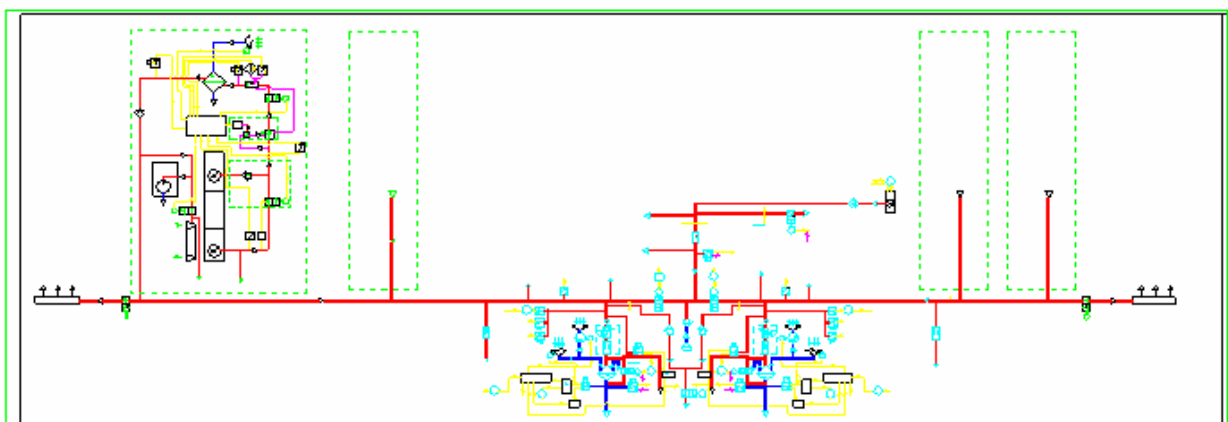


Рисунок 2.22 – Пневматична схема системи підготовки повітря

Для оцінки впливу величини відборів розглянута система відбору повітря, що складається з чотирьох джерел відбору повітря (компресорів). Як базова використана розрахункова схема підсистеми відбору повітря літака Ан-77.

Гідравлічна мережа складається з системи перемикання ступенів відбору, сполучних трубопроводів і регуляторів надлишкового тиску (РНТ). Спрощену схему однієї з симетричних напівсистем представлено на рис. 2.23. Далі розглядається одна напівсистема, що не призводить до принципових змін в розрахунках.

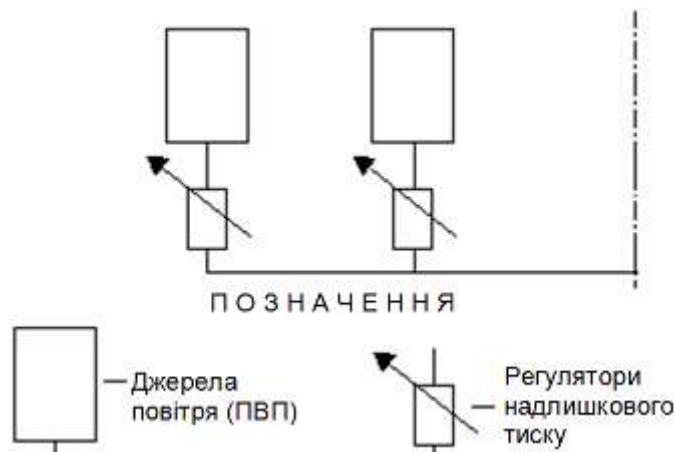


Рисунок 2.23 – Схема напівсистеми

Метою аналізу є визначення впливу опорних тисків за кожним з регуляторів надлишкового тиску (РНТ) на величину повітря, що відбирається з відповідної підсистеми відбору повітря (ПВП).

Аналіз проводився на гідравлічних моделях мереж на висотах 0,5 і 8 км при температурі зовнішнього повітря на землі +45 °С на крейсерському і злітному режимах роботи двигунів. Ці режими є найбільш критичними для роботи ПВП із забезпечення працездатності системи кондиціонування повітря (СКП).

При розробці комп'ютерної гідравлічної моделі вся система представляється мережею, вузли якої – трійники розлиття і злиття потоків повітря або граничні вузли, а гілки – трубопроводи між вузлами. Кожна з гілок може бути розбита на послідовні типові елементи. Кожен з типових елементів описується своєю математичною моделлю гідравлічних і теплових процесів.

В основі моделі втрат тиску в трубі постійного січення лежить описаний в

[52, 53] підхід на основі газодинамічних функцій, що базується на залежностях між коефіцієнтами швидкості на початку λ_1 і кінці λ_2 ділянки і коефіцієнтом опору ξ , відповідному коефіцієнту опору тертя ξ_{mp} для труби постійного січення.

Коефіцієнт швидкості λ визначається за рівнянням:

$$q(\lambda) = \lambda \cdot \left(\frac{k+1}{2} \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right) \right)^{1/(k-1)} = \lambda \cdot \left(2,4 \cdot \left(1 - \frac{\lambda^2}{6} \right) \right)^{2,5} = \frac{|G| \cdot (T^*)^{0,5}}{m \cdot F \cdot P^*}, \quad (2.11)$$

де k – показник адіабати (для повітря $k = 1,4$); P^* – повний тиск в січенні труби.

Для значень функції $\varphi(\lambda)$ має місце співвідношення:

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda_2) = 7/6 \cdot \xi, \quad (2.12)$$

де, в загальному випадку, $\xi = \xi_{mp}(Re) + \xi_m(Re)$; $\xi_m(Re)$ – безрозмірний коефіцієнт місцевих втрат, який визначається згідно з [43] для нестисливої рідини; Re – число Рейнольдса; λ_1 (λ_2) – коефіцієнт швидкості на початку (кінці) ділянки в напрямку потоку повітря.

Загальна схема розрахунку перепаду тиску $\Delta P = P_{ex}^* - P_{вих}^*$ на ділянці при відомих витраті G , температурі гальмування T^* , січенні F , повному тиску P^* і коефіцієнті місцевих втрат ξ представляється послідовністю:

$$P_{вих}^* \rightarrow q(\lambda_2) \rightarrow \lambda_2 \rightarrow \varphi(\lambda_2) \rightarrow \varphi(\lambda_1) \rightarrow \lambda_1 \rightarrow q(\lambda_1) \rightarrow P_{ex}^*. \quad (2.13)$$

Схема (2.13) дозволяє визначати перепад тисків при докритичній швидкості потоку повітря. У разі ж критичного режиму течії функція $q(\lambda_2)$ виявиться більшою одиниці. Тому для критичного режиму течії схема (2.13) перетвориться до виду:

$$P_{вих}^* \rightarrow q(\lambda_2) = 1 \rightarrow \lambda_2 = 1 \rightarrow \varphi(\lambda_2) = 1 \rightarrow \varphi(\lambda_1) \rightarrow \lambda_1 \rightarrow q(\lambda_1) \rightarrow P_{ex}^*. \quad (2.14)$$

У математичній моделі автоматично аналізується «чи критичний режим течії, чи ні» та в залежності від цього вибирається послідовність розрахунку вхідного тиску за вихідним.

Істотний вплив на величину втрат тиску надає температура гальмування. По тракту системи така температура зменшується. Основна розрахункова формула для розрахунку температури гарячого повітря в трубах підведення (розпо-

дільних) при постійній витраті має вид:

$$T = (T_{ex} - T_{zn}) \cdot \exp\left(-\frac{K \cdot \Pi \cdot L_{mp}}{c_p \cdot G_{mp}}\right) + T_{zn} \quad (2.15)$$

де T_{zn} – температура навколишнього середовища, °С; T_{ex} – температура повітря на початку розрахункової ділянки, °С; T – температура повітря в кінці розрахункової ділянки, °С; $T_{нов}$ – температура на поверхні ізоляції (або труби, якщо поверхня не теплоізолювана), °С; c_p – теплоємність повітря при $T^* = 0,5(T_{нов} + T_{нев})$, ккал/(кг·град); Π – периметр труби, м; L_{mp} – довжина розглянутої ділянки труби, м; G_{mp} – витрата гарячого повітря в трубі, кг/год; K – коефіцієнт тепловіддачі гарячого повітря для труби з ізоляцією.

При визначенні коефіцієнта K враховуються коефіцієнти тепловіддачі від гарячого повітря до стінки труби, теплопровідності теплоізоляції, тепловіддачі від поверхні ізоляції при вимушеній і вільній конвекції та тепловіддачі випромінюванням.

При розрахунках температурного режиму системи на теплообміннику первинного охолодження повітря передбачалося, що за теплообмінником за допомогою системи керування термостатуванням забезпечується необхідна температура. У комп'ютерній моделі для цього відпрацьовувався спеціальний алгоритм підбору величини витрати продувального повітря.

Комп'ютерна модель розроблялася так, щоб була можливість завдання:

- довільних граничних тисків в обраних граничних вузлах;
- довільних відборів повітря споживачів за обраними граничним вузлам;
- довільних значень температур на входах повітря в систему;
- температурних граничних умов для розрахунку втрат тепла через ізоляцію в трубах;
- даних для системи керування потоками повітря в системі (стан кранів і засувки).

Обсяг результуючих вихідних даних повинен був бути достатнім для можливості перевірки правильності моделювання будь-якого з типових елементів як з гідравліки, так і з тепла.

Дослідження системи включало оцінку впливу настройки регуляторів тиску першої та другої ПВП. Як видно з таблиці 2.9, такий вплив істотний. Так, при різниці в настройці регуляторів тиску всього на $0,1 \text{ кг/см}^2$ величина повітря, що відбирається від двигуна, відрізняється на 50 %. А оскільки величина настройки регуляторів тиску лежить в межах $\pm 0,3 \text{ кг/см}^2$, то цілком реальна ситуація з нульовим відбором повітря від однієї з ПВП.

Таблиця 2.9 – Вплив настройки регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається від двигуна

Перша ПВП (зовнішня)		Друга ПВП (внутрішня)	
$P, \text{ кгс/см}^2 \text{ (ата)}$	$G_{\text{від}}, \text{ кг/с}$	$P, \text{ кгс/см}^2 \text{ (ата)}$	$G_{\text{від}}, \text{ кг/с}$
3,2	1194	3,2	1370
3,5	1674	3,4	900
3,5	2167	3,3	400
3,5	2393	3,25	170

Відповідно до таблиці 2.9 побудовано графік відборів повітря (рис. 2.24).

Типову картину впливу температури зовнішнього повітря на величину повітря, що відбирається, представлено на рис. 2.25.

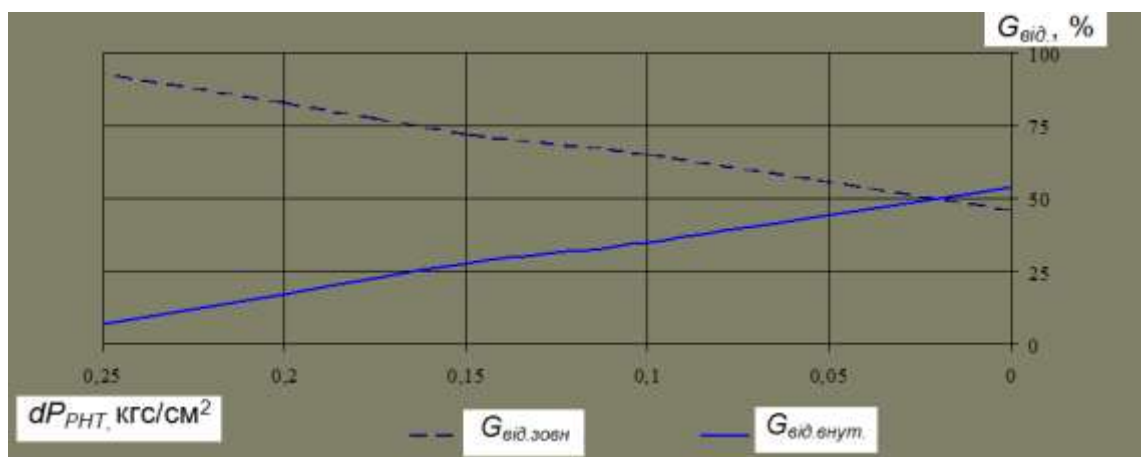


Рисунок 2.24 – Залежність відборів повітря $G_{\text{від}}$ від настройки регуляторів надлишкового тиску (РНТ)

За математичними моделями розрахунку висотно-швидкісних характеристик двигуна Д-27 виконано оцінки втрат питомої тяги на зрізі сопла (рис. 2.26) та впливу відборів повітря від двигуна на питому витрату палива (рис. 2.27).

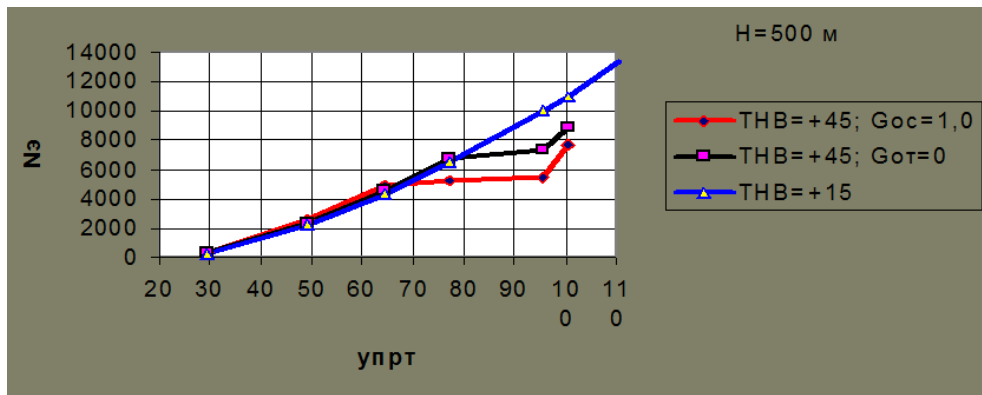


Рисунок 2.25 – Вплив температури зовнішнього повітря на величину повітря, що відбирається (двигун Д-27)

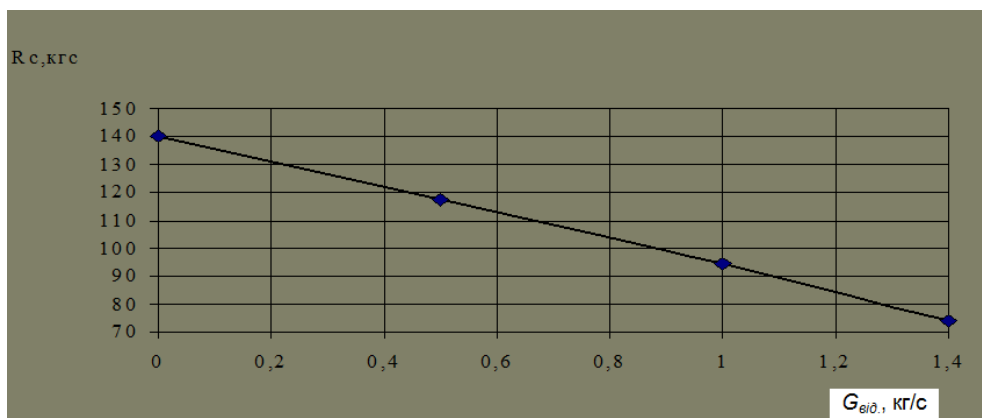


Рисунок 2.26 – Оцінка втрат питомої тяги R_c на зрізі сопла в залежності від величини відбору повітря $G_{від}$

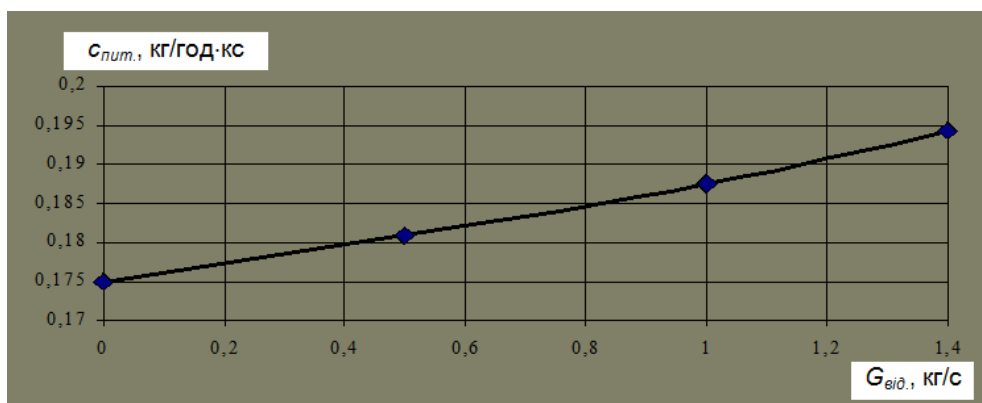


Рисунок 2.27 – Оцінка впливу відборів повітря від двигуна $G_{від}$ на питому витрату палива $C_{пит}$

На рис. 2.28 представлено залежність наявної потужності двигуна N від температури зовнішнього повітря на висоті 0,5 км на злітному режимі роботи двигуна при відборах повітря 0; 0,5 і 1,0 кг/с.

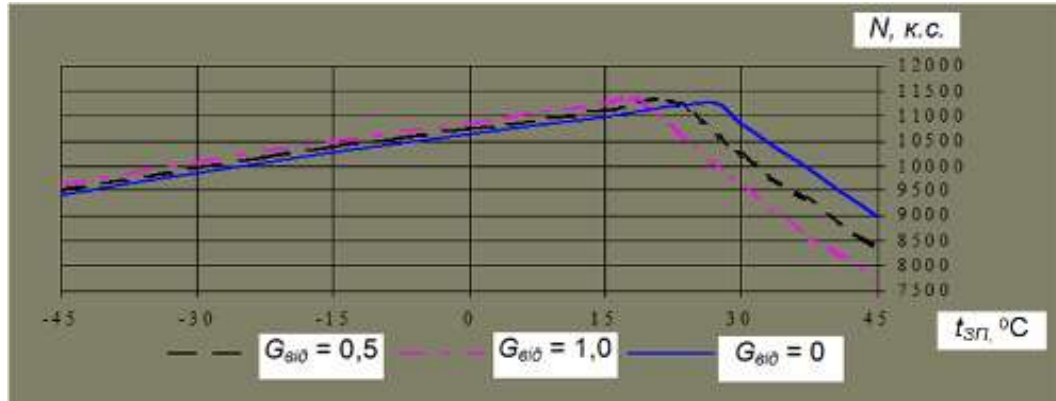


Рисунок 2.28 – Залежність наявної потужності двигуна N від температури зовнішнього повітря $t_{зп}$ при різних відборах повітря ($H = 0,5$ км; злітний режим)

Із збільшенням відборів повітря питома витрата палива двигуна збільшується, хоча і несуттєво, особливо в абсолютних величинах. Проте при відборах повітря вище 0,8 кг/с проявляється нелінійність, що може мати вплив на загальну питому витрату палива від всіх двигунів при розбалансуванні витрат.

Зниження тяги двигуна з ростом відборів повітря зменшується незначно, і нелінійність проявляється тільки при відборах вище 0,8 кг/с. Це може мати вплив на сумарну тягу двигунів в епізодичних ситуаціях (при відмовах МДУ або ПВП та включенні системи протиобмерзання). Проте це питання дуже важливе і вимагає подальшого дослідження. Знання цих особливостей дозволить правильно оцінити наявні потужності двигуна в критичних ситуаціях і врахувати їх при розрахунку льотно-технічних характеристик літака.

Таким чином, проведено дослідження впливу настройки регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків. Визначено, що настройка регуляторів повинна знаходитися в жорстких межах або повинна бути передбачена автоматична корекція настройки регуляторів для утримання рівномірності повітря, що відбирається, протягом польоту.

З ростом величини відбору повітря, спостерігається нелінійність (в бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна і витрати палива. Даний факт повинен враховуватися при розрахунку льотно-технічних характеристик літака, якщо не вжито заходів з автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Це особливо важливо при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати до 5 %.

Дослідження впливу відборів на тягові характеристики силової установки і характеристики питомих витрат палива необхідно проводити на ранніх стадіях розробки систем літака, оскільки це дозволить виробити вимоги до точності настройки регуляторів тиску і автоматичних систем для підтримки заданих параметрів.

2.5 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря

Системи кондиціонування повітря (СКП) літального апарату забезпечують життєдіяльність екіпажу і створюють комфортні умови для пасажирів. Відмови подібних систем призводять до зниження конкурентоспроможності літальних апаратів. Найбільш вразливою частиною таких систем є турбоохолодильна машина, яка працює на великих обертах (понад 40000 об/хв) при різко змінюваних параметрах тиску і температури робочого повітря.

2.5.1 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря для забезпечення її надійної роботи

Для стабілізації параметрів СКП оснащується спеціальними регуляторами, одним з яких є регулятор витрати. Особливістю регуляторів витрати є те, що вони працюють на навантаження – установку кондиціонування повітря зі змінним гідравлічним опором, що залежить від режиму експлуатації літального апарату (зима-літо, висота польоту, кількість тепловиділень в герметичній кабіні), тобто при незмінній величині витрати тиск за дроселюючим пристроєм

регулювання може змінюватися в широкому діапазоні.

Сучасна СКП літального апарату містить основну магістраль з двома теплообмінниками, розташованими в ній один за одним за регуляторами витрати, що охолоджуються атмосферним повітрям, і встановленим між ними компресором, та додаткову магістраль, яка обводить турбоохолодильник, з розташованим в ній дроселюючим пристроєм. Також є датчики параметрів повітря, пов'язані з відповідними блоками регулювання температури і витрати.

Як правило, використовується регулятор витрати, що включає в себе мірний пристрій, електронний блок керування і дроселюючий пристрій у виді привідної заслінки, яка має значний час переключення з краю в край. Це обумовлює можливість закидів щодо витрати при змінах тиску на вході системи. Іншим недоліком описаної СКП є те, що при зниженні тиску на вході системи (коли не може забезпечуватися задана витрата) керований дроселюючий пристрій повністю відкривається, що може призводити до закидів щодо тиску з нерегульованою швидкістю зміни параметрів при збільшенні тиску на вході, оскільки швидкість зміни тиску на виході регулятора витрати при цьому не обмежується до величини необхідної витрати.

Метою даної пропозиції (очікуваним технічним результатом) є забезпечення працездатності СКП при всіх режимах експлуатації, в тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата.

На рис. 2.29 представлено принципову схему пропонованої СКП з теплоенергетичними агрегатами і елементами автоматичного регулювання параметрів системи, а на рис. 2.30 – функціональну схему регулятора температури на виході основної магістралі.

Технічний результат досягається тим, що блок регулювання витрати має додатковий аналогово-інтегральний вихід, а керований дроселюючий пристрій, розташований на вході основної магістралі, виконаний у виді регулятора тиску повітря «після себе» і містить дроселюючий орган з пневмоприводом та пневмозадатчіком, електропневмоперетворювач, вузол обмеження швидкості зміни сигналу.

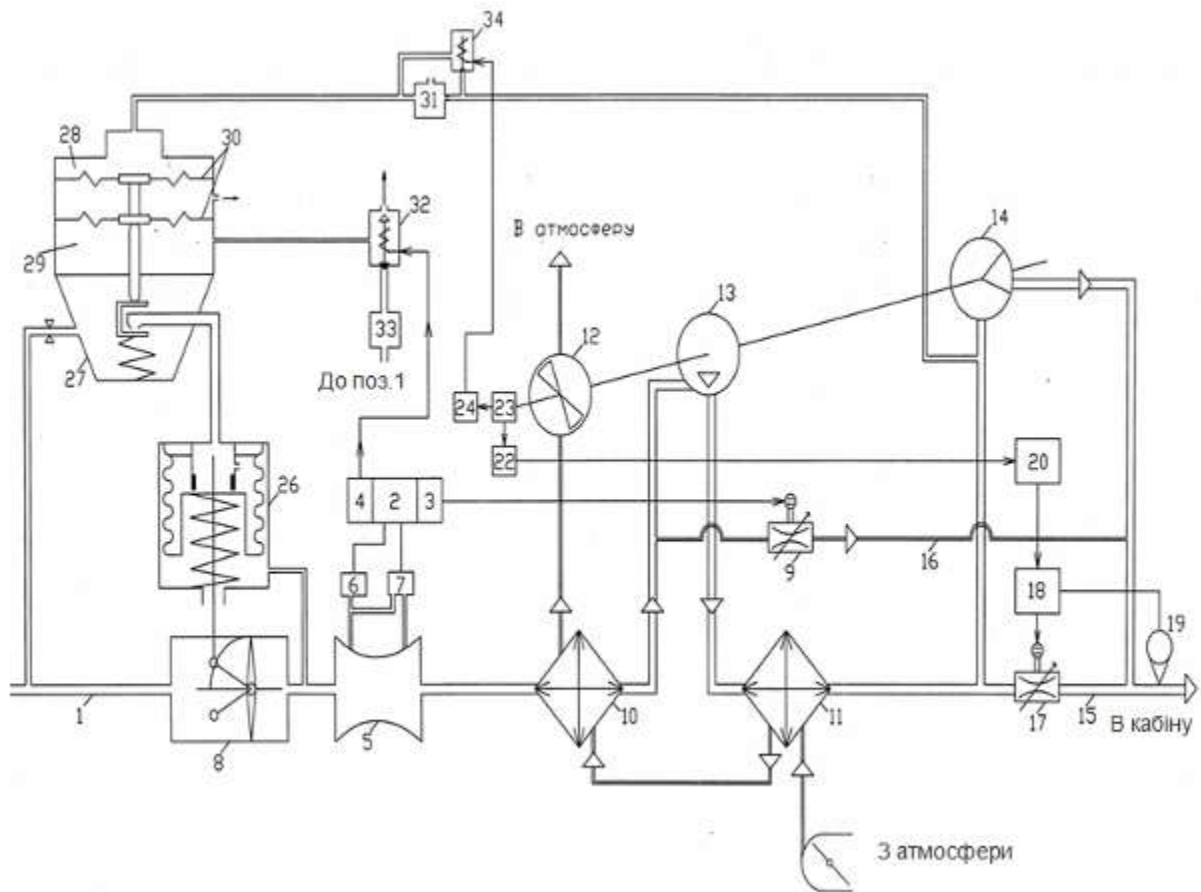


Рисунок 2.29 – Принципова схема пропонованої системи кондиціонування повітря:

- | | |
|---|--|
| 1 – основна магістраль; | 18 – блок регулювання температури; |
| 2 – блок регулювання; | 19 – датчик температури; |
| 3 – рележно-імпульсний вихід; | 20 – задатчик; |
| 4 – аналогово-інтегральний вихід; | 22 – коректор зміщення завдання; |
| 5 – мірний пристрій; | 23 – датчик обертів; |
| 6 – датчик тиску; | 24 – задатчик мінімально допустимих обертів турбіни; |
| 7 – датчик перепаду тиску; | 26 – пневмопривід; |
| 8 – основний дроселюючий пристрій; | 27 – пневмозадатчик; |
| 9 – додатковий дроселюючий пристрій (електропривідна заслінка); | 28, 29 – керуючі непротічні порожнини; |
| 10, 11 – теплообмінники; | 30 – пружна мембрана; |
| 12 – вентилятор; | 31 – вузол обмеження швидкості вимірювання сигналу; |
| 13 – компресор; <i>турбохолодильник</i> | 32 – електропневмоперетворювач; |
| 14 – турбіна; | 33 – стабілізатор тиску; |
| 15, 16 – додаткові магістралі; | 34 – електропневмоперемикач |
| 17 – дроселюючий пристрій (електропривідна заслінка); | |

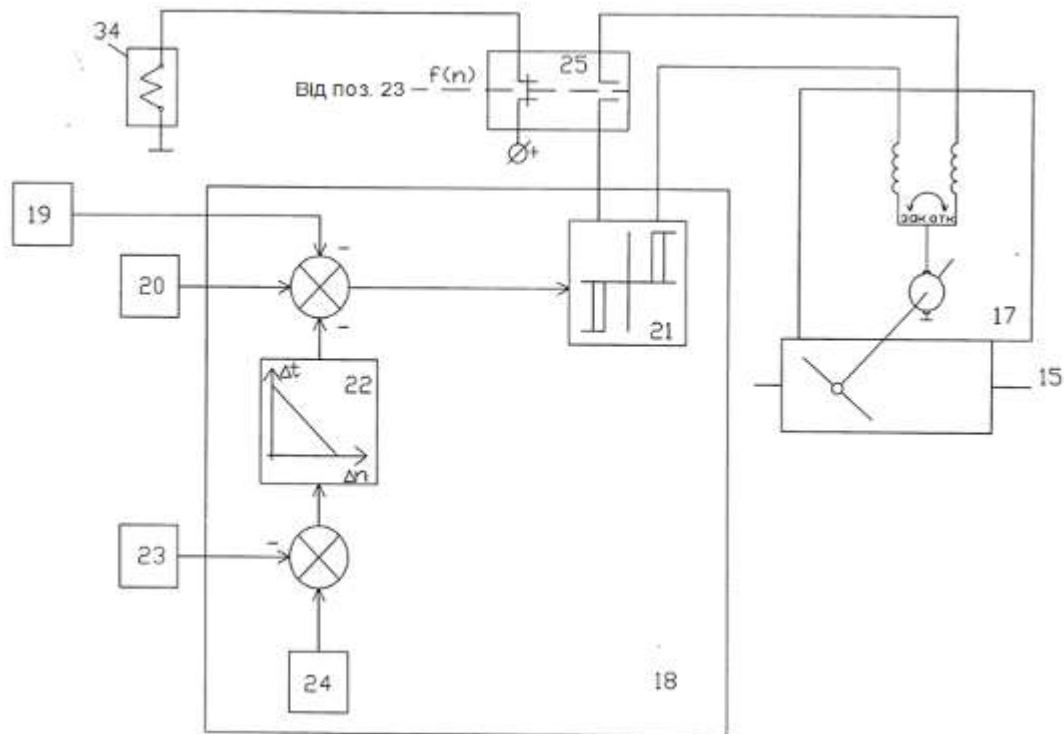


Рисунок 2.30 Функціональна схема регулятора температури на виході основної магістралі:

- | | |
|---|---|
| 15 – додаткова магістраль; | 23 – датчик обертів; |
| 17 – дроселюючий пристрій (електропривідна заслінка); | 24 – за датчик мінімально допустимих обертів турбіни; |
| 19 – датчик температури; | 25 – сигналізатор релейного типу мінімально допустимих обертів турбіни; |
| 20 – задатчик; | 34 – електропневмоперемикач |
| 21 – релейно-імпульсний підсилювач; | |
| 22 – коректор зміщення завдання; | |

Пневмозадатчик має дві керуючі непротічні порожнини, утворені жорстко пов'язаними пружними мембранами з різним ефективними площами. Перша керуюча порожнина сполучна з виходом електропневмоперетворювача, вхід якого з'єднаний з аналогово-інтегральним виходом блоку регулювання витрати. Друга керуюча порожнина сполучна з основною магістраллю за компресором через вузол обмеження швидкості зміни сигналу, наприклад, дросельно-ємнісного типу. Також вона включає в себе сигналізатор релейного типу мінімально допустимих обертів турбіни і електропневмоперетворювач, пневматичні гнізда якого підключені паралельно до вузла обмеження швидкості зміни сигналу. При цьому в ланцюг електроживлення електропневмоперетворювача

включений нормально-закритий контакт зазначеного сигналізатора, а в ланцюг «на відкриття» дроселюючого пристрою в другій додатковій магістралі включений його нормально-відкритий контакт. Крім того, вона містить задатчик мінімально допустимих обертів, який спільно з датчиком обертів утворює коректор зміщення завдання температури регулятора на виході основної магістралі.

Пропоноване технічне рішення стосується корисної моделі як об'єкта промислової власності і відноситься до авіаційного обладнання, призначеного для забезпечення життєдіяльності екіпажу і пасажирів літака.

Очікуваний технічний результат передбачуваної корисної моделі полягає в забезпеченні безаварійної роботи турбохолодильної машини, виконаної на газових опорах, і отже, всієї СКП при всіх режимах експлуатації.

Автором одержано патент РФ № 45016 від 10.11.2004 року.

2.5.2 Оптимізація системи кондиціонування повітря для раціонального використання її холодопродуктивності

Найважливішим моментом в забезпеченні надійної роботи літакової СКП є раціональне завантаження турбохолодильної установки протягом льотної зміни. Оберти турбохолодильника в режимі охолодження можуть досягати 60000 об/хв, причому дуже важливо для забезпечення його ресурсних показників критичних обертів мати якомога менше. Для цієї мети автором запропоновано максимально використовувати зонне регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони (авторське свідоцтво № 1600231 від 15.06.1990 року). Пневматичну схему представлено на рис. 2.31, 2.32.

У такій схемі регулювання завданням для завантаження турбохолодильної установки є максимальна різниця між фактичною температурою в зоні та заданою температурою на задатчику. В інших зонах необхідний рівень температури, що подається, забезпечується підмішуванням гарячого повітря. При цьому забезпечується мінімальне завантаження турбохолодильної установки. Такий спосіб регулювання вперше був реалізований на літаку Ан-124 «Руслан» і потім застосований на всіх наступних моделях.

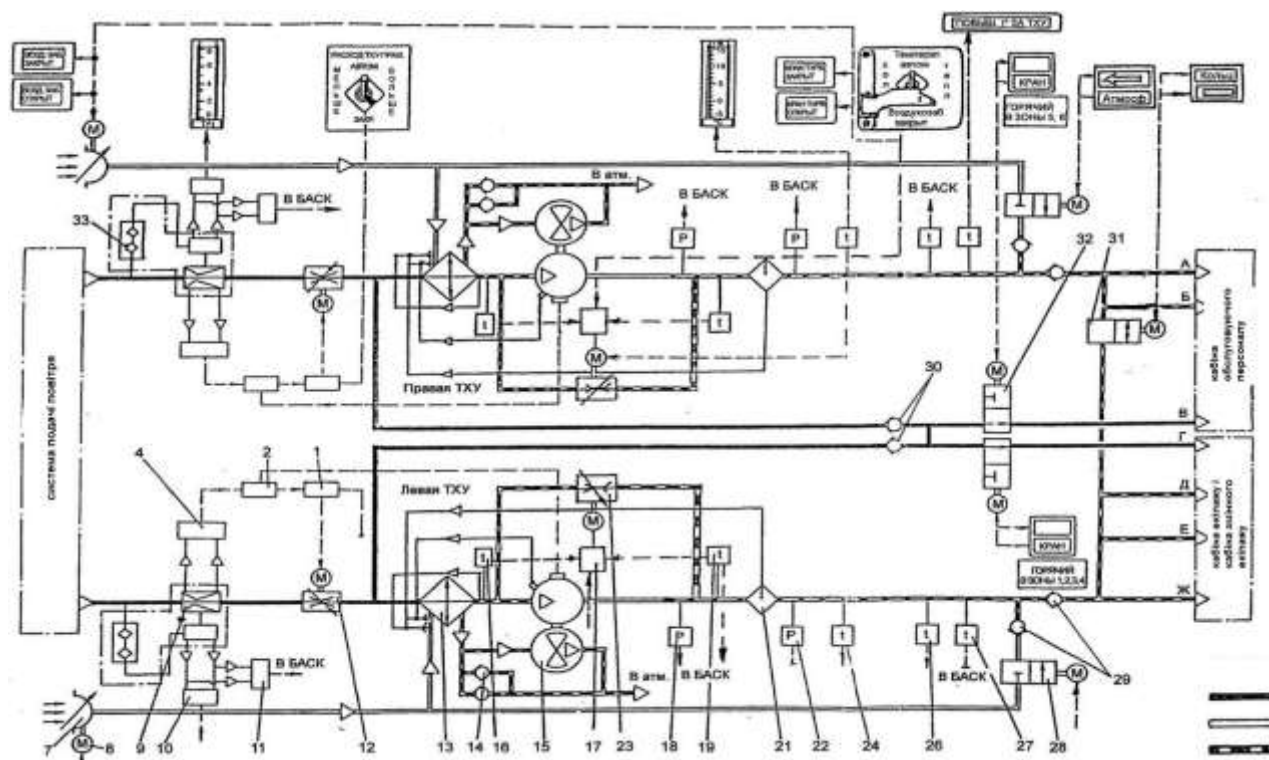


Рисунок 2.31 – Пневматична схема кондиціонування повітря літака Ан-124:

- | | |
|---|---|
| 1 - релейний блок управління 5912Т; | 16 - приймач температури П-109; |
| 2 - блок 6217 вимірювання обертів турбохолодильника ; | 17 - обчислювально-перетворювальний пристрій ЭП-528Т сер.2; |
| 4 - вимірювальний комплекс тиску ИКД27Дф-0,6; | 18 - датчик тиску ИТ-2.5А(БАСК); |
| 7 - повітрярозбірник; | 19 - приймач температури П-109; |
| 8 - електромеханізм МП-250Р приводу ступки повітрярозбірника; | 21 - вологовідділювач 5992; |
| 9 - пневматичний обчислювач витрат 6218-01; | 22 - датчик тиску ДИТ-2.5А(БАСК); |
| 10 - датчик витрат ДР; | 23 - заслінка 3175; |
| 11 - датчик перепаду тиску ДПТ-0.6 (БАСК) | 24 - приймач температури П-63; |
| 12 - заслінка 317417; | 26 - термореле 4463АТ-53; |
| 13 - повітря-повітряний теплообмінник 5907; | 27 - приймач температури П-109(БАСК); |
| 14 - блок зворотних клапанів; | 28 - заслінка 3272А; |
| 15 - турбохолодильник 5908; | 29 - зворотні клапани 3272; |
| | 30 - зворотній клапан 3204(3203*); |
| | 31 - заслінка 3275А; |
| | 32 - заслінка 5441Т; |
| | 33 - фільтр-відстійник. |

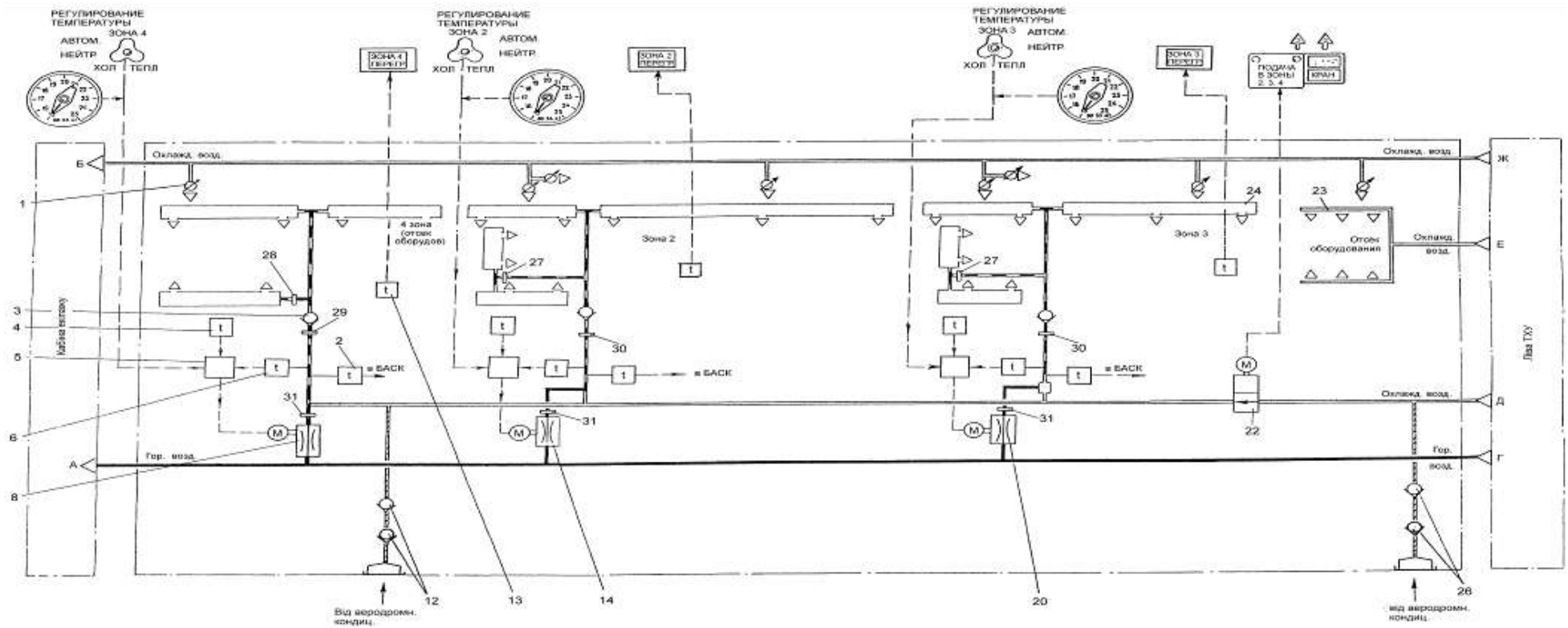


Рисунок 2.32 - Принципова схема системи кондиціонування повітря в кабіні змінного екіпажу:

- | | | | |
|---|---------------------------------|--|--|
| 1 - насадок індивідуальної вентиляції; | 6 - приймач температури П-109; | 20 - заслінка 1919Т; | 27 - шайба 1.4000.7620.178.003; |
| 2 - приймач температури П-1Тр; | 8 - заслінка 1919Т; | 22 - заслінка 5419Т; | 28 - шайба 1.4000.7620.178.003; |
| 3 - зворотній клапан 3164; | 11 - зворотній клапан 3772; | 23 - трубопроводи вентиляції відсіку обладнання; | 29 - шайба підпірна 1.4000.7614.191.011; |
| 4 - приймач температури ПП-19; | 12 - зворотній клапан 3164; | 24 - верхній короб; | 30 - шайба підпірна 1.4000.7614.191.017; |
| 5 - підсилювально-перетворювальний блок | 13 - приймач температури П8-1Т; | 26 - зворотній клапан; | 31 - глушник 1.4000.7614.205.003 |
| | 14 - заслінка 1919Т; | | |

2.5.3 Забезпечення потрібного розподілу витрат повітря по споживачах в системах кондиціонування повітря

При проектуванні літакових систем розведення повітря широко використовуються методи і програмні комплекси, описані у Розділі 4. Системи кондиціонування мають рівень тиску на порядок нижче, ніж у повітряних системах протиобмерзання, але ще досить високий рівень швидкостей, який може досягати 150 м/с, а, отже, необхідно враховувати і стисливість газу. Враховуючи дискретні значення діаметрів застосовуваних в системах розведення трубопроводів, забезпечити розрахунковим шляхом необхідні значення витрат по споживачах неможливо.

Автором запропоновано спосіб коригування витрат повітря по споживачах за допомогою спеціальних пристроїв, що складаються з набору сіток (рис. 2.33). Товщина пакета формується потрібною величиною додаткового опору. Одночасно такий пристрій виконує і функцію шумоглушіння потоку повітря (авторське свідоцтво № 1261367 від 01.06.1986 року).

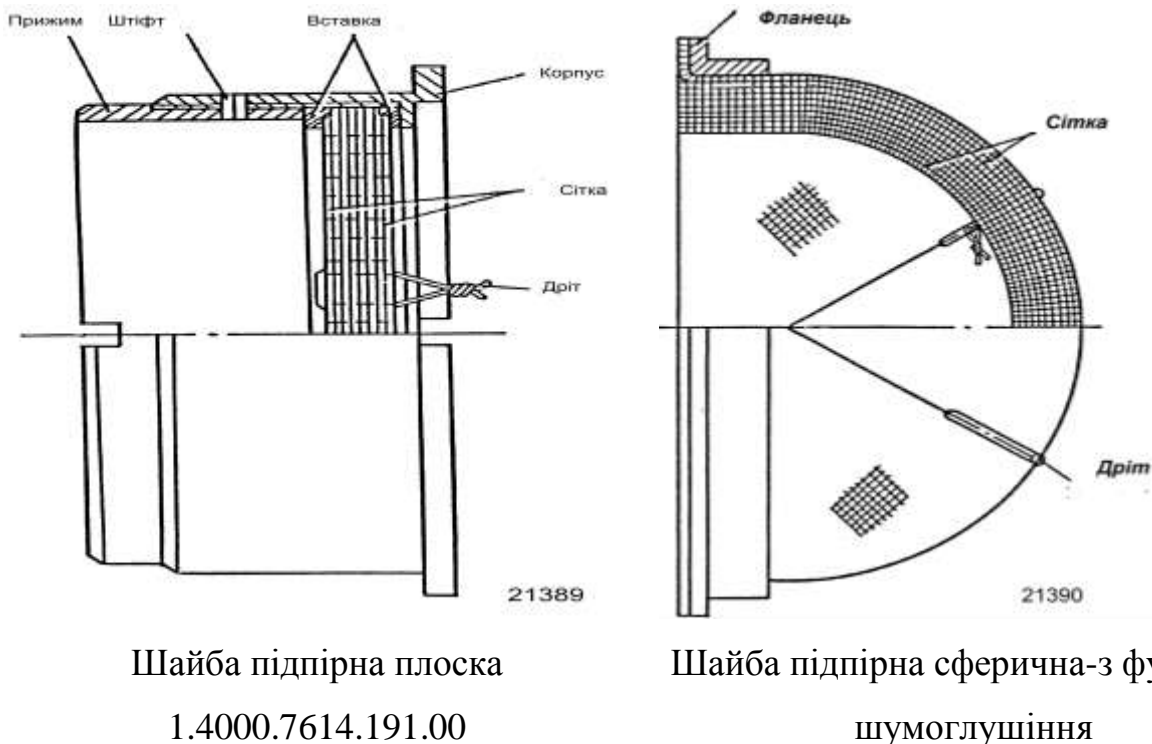


Рисунок 2.33 – Пристрій для коригування витрат повітря по споживачах

Розміщення таких пристроїв на літаку Ан-124 в передній верхній кабіні показано на рис. 2.34

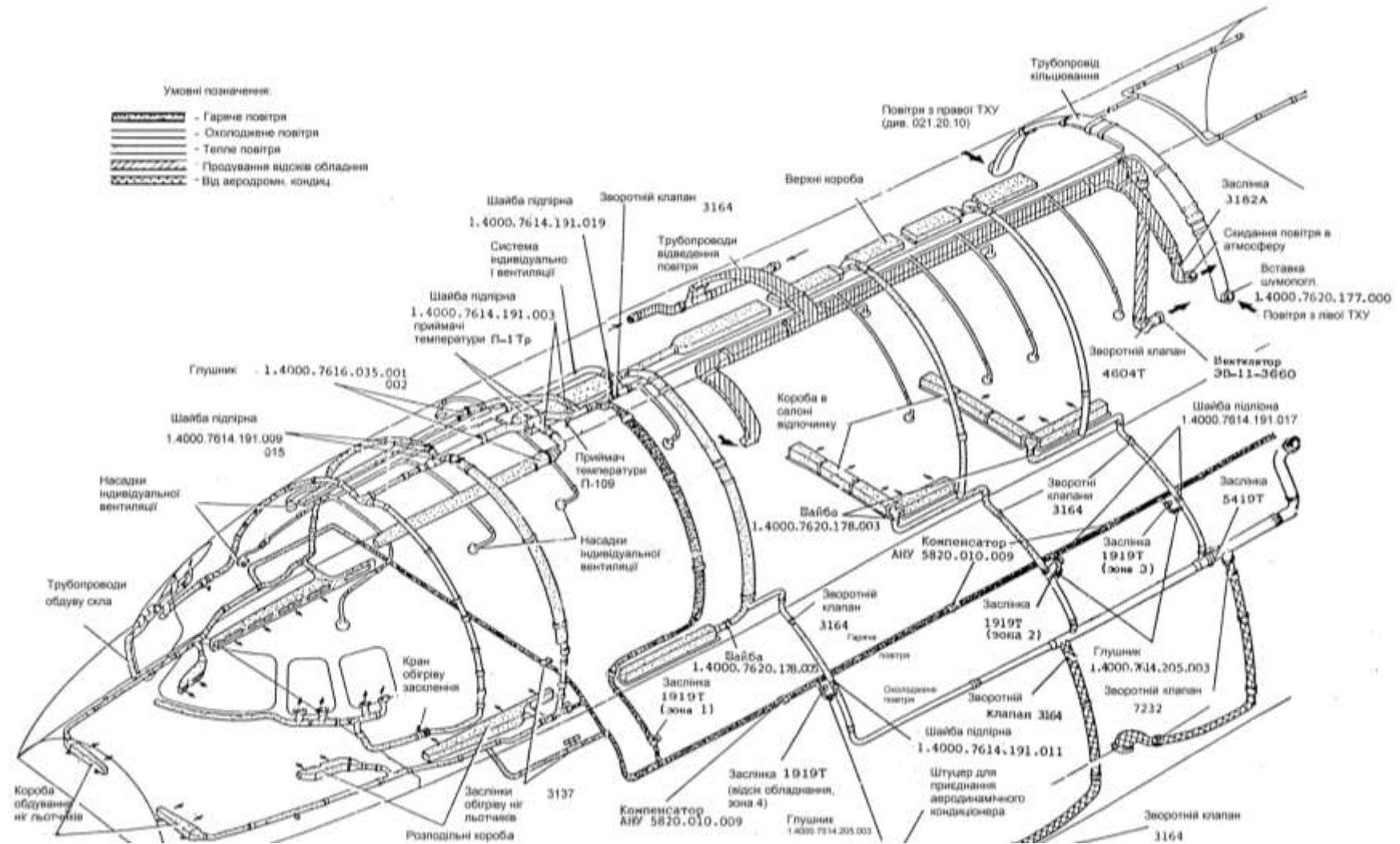


Рисунок 2.34 – Розміщення пристроїв для коригування витрат повітря в передній верхній кабіні на літаку Ан-124

2.6 Спосіб регулювання параметрів повітряно-теплової системи протиобмерзання, що мінімізує величину відборів від двигуна

2.6.1 Закон настройки кранів-регуляторів повітряних систем протиобмерзання

Традиційний спосіб підтримки потрібних параметрів в розподільних мережах повітряних систем протиобмерзання (СПО) визначається такими умовами:

- реалізація необхідної потужності теплового потоку на одиницю площі, що захищається від обмерзання;
- досягнення потрібної роздачі теплового потоку уздовж розмаху;
- корекція теплового потоку за висотою польоту.

Енергетика систем проектується з умови забезпечення потрібної потужності для самого «важкого» випадку з точки зору осідання льоду (температура зовнішнього повітря, водність, час і висота польоту в умовах обмерзання). При цьому на інших режимах польоту йде завищений відбір повітря від двигунів, що погіршує в ряді випадків їх тягові характеристики, газодинамічну стійкість і збільшує питому витрату палива.

З появою цифрових систем регулювання з'явилася можливість ввести корекцію потрібного тиску за температурою зовнішнього повітря і фактичною температурою на поверхні, що захищається.

Як правило, в повітряно-теплових СПО закон регулювання за клапаном-регулятором має вид:

$$P_c = (3,3P_z + 0,2), \quad (2.16)$$

що забезпечує рівномірну роздачу повітря уздовж поверхонь, що обігріваються, за рахунок критичного витікання газу.

Але потреба в кількості повітря, що подається, також залежить і від температури зовнішнього повітря. У цьому випадку закон зміни тиску регулювання за краном-регулятором має вид:

$$P_c = (3,3P_z + 0,2) - C \cdot (B + D) \cdot (3,3P_z + 0,2), \quad (2.17)$$

де $B = f(t_c, t_{zn})$; $D = f(V_{cnp})$; $C = f(t_{zn})$; V_{cnp} – справжня швидкість, м/с; P_z – зовнішній

тиск, t_{zn} , – температура зовнішнього повітря і t_c – температура подаваного повітря, відповідно, °С.

Таблиця 2.10 – Потрібний відбір повітря на різних режимах польоту

Температура, °С	Температура зовнішнього повітря, °С	Економія крило, %	$G_{ек\ крило}$, кг/ГОД	Економія горизонтальне оперення, %	$G_{ек\ ГО}$, кг/ГОД	Економія повітрозабірник, %	$G_{ек\ ПЗ}$, кг/ГОД	$G_{ек\ \Sigma}$, кг/ГОД	G , кг/ГОД $\tau = 45$ хв	Економія, %
<i>Режим очікування</i> $V = 90$ м/с, $H = 4000$ м, $G_{від.крило} = 3280$ кг/год, $G_{від.ГО} = 1280$ кг/год, $G_{від.ПЗ} = 1828$ кг/год, $\tau = 45$ хв										
220	-10	30	984	30	384	23	415	1783	1337	28
	-15	30	984	30	384	14	258	1626	1219	25
	-20	20	656	20	256	14	258	1170	877	18
	-30	0	0	0	0	9	166	166	125	3
230	-10	35	1148	30	384	24	432	1964	1473	31
	-15	35	1148	30	384	15	283	1815	1361	28
	-20	23	765	20	256	15	283	1304	978	20
	-30	0	0	0	0	10	191	191	143	3
240	-10	40	1312	30	384	25	448	2144	1608	34
	-15	40	1312	30	384	17	308	2004	1503	31
	-20	27	875	20	256	17	308	1438	1079	23
	-30	0	0	0	0	12	216	216	162	3
<i>Крейсерський політ</i> $V = 150$ м/с, $H = 9000$ м, $G_{від.крило} = 1780$ кг/год, $G_{від.ГО} = 705$ кг/год, $G_{від.ПЗ} = 980$ кг/год, $\tau = 18$ хв										
220	-10	0	0	0	212	20	196	196	59	6
	-15	0	0	0	212	11	111	111	33	3
	-20	0	0	0	141	11	111	111	33	3
	-30	0	0	0	0	6	62	62	19	2
230	-10	5	89	0	212	21	204	293	88	8
	-15	5	89	0	212	13	125	214	64	6
	-20	3	59	0	141	13	125	184	55	5
	-30	0	0	0	0	8	76	76	23	2
240	-10	10	178	0	212	22	213	391	117	11
	-15	10	178	0	212	14	138	316	95	9
	-20	7	119	0	141	14	138	257	77	7
	-30	0	0	0	0	9	89	89	27	3

Як видно з таблиці 2.10, на критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %.

Для реалізації ідеології корекції витрати повітря по зовнішньому тиску і температурі, фактичній температурі на поверхні, що захищається, і швидкості польоту запропоновано нижченаведені алгоритми керування.

2.6.2 Рівняння для розрахунку тиску за клапаном-регулятором при керуванні системою контуру № 2

(регулювання тиску повітря, що подається в систему, здійснюється в залежності від ряду параметрів $P_c = f(P_n, t_c, V_{уст}, t_{нв})$

Для крила і повітрозбірників контур № 2 повинен забезпечувати регулювання тиску за клапанами-регуляторами за формулою (2.17).

Залежності B , D і C для крила і повітрозабірників наведено на рис. 2.35, 2.36, відповідно.

Контур № 2 повинен забезпечувати регулювання тиску за клапаном-регулятором стабілізатора за формулою:

$$P_c = (3,07P_3 + 0,19) - C \cdot (B + D) \cdot (3,07P_3 + 0,19), \quad (2.18)$$

де $B = f(t_c, t_{zn})$; $D = f(V_{cnp})$; $C = f(t_{zn})$; V_{cnp} – справжня швидкість, м/с; P_3 – зовнішній тиск, t_{zn} , – температура зовнішнього повітря і t_c – температура подаваемого повітря, відповідно, °С.

Для стабілізатора залежності B , D і C наведено на рис. 2.37

Величина $P_{c \max}$ (кгс/см² абс.) становить:

- для крила і повітрозабірників двигунів $P_{c \max} = 3,3P_3 + 0,2$

- для стабілізатора $P_{c \max} = 3,07P_3 + 0,19$

Величина $P_{c \min}$ (кгс/см² абс.) становить:

- для крила і повітрозабірників двигунів

$$P_{c \min} = (3,3P_3 + 0,2) - F, \text{ де } F = C \cdot (B + D) \cdot (3,3P_3 + 0,2);$$

- для стабілізатора

$$P_{c \min} = (3,07P_3 + 0,19) - E, \text{ де } E = C \cdot (B + D) \cdot (3,07P_3 + 0,19).$$

Величини F і E розраховуються для конкретних умов польоту, для яких параметри B , D і C підбираються для крила, повітрязабірника і стабілізатора згідно з рис. 2.35-2.37 відповідно.

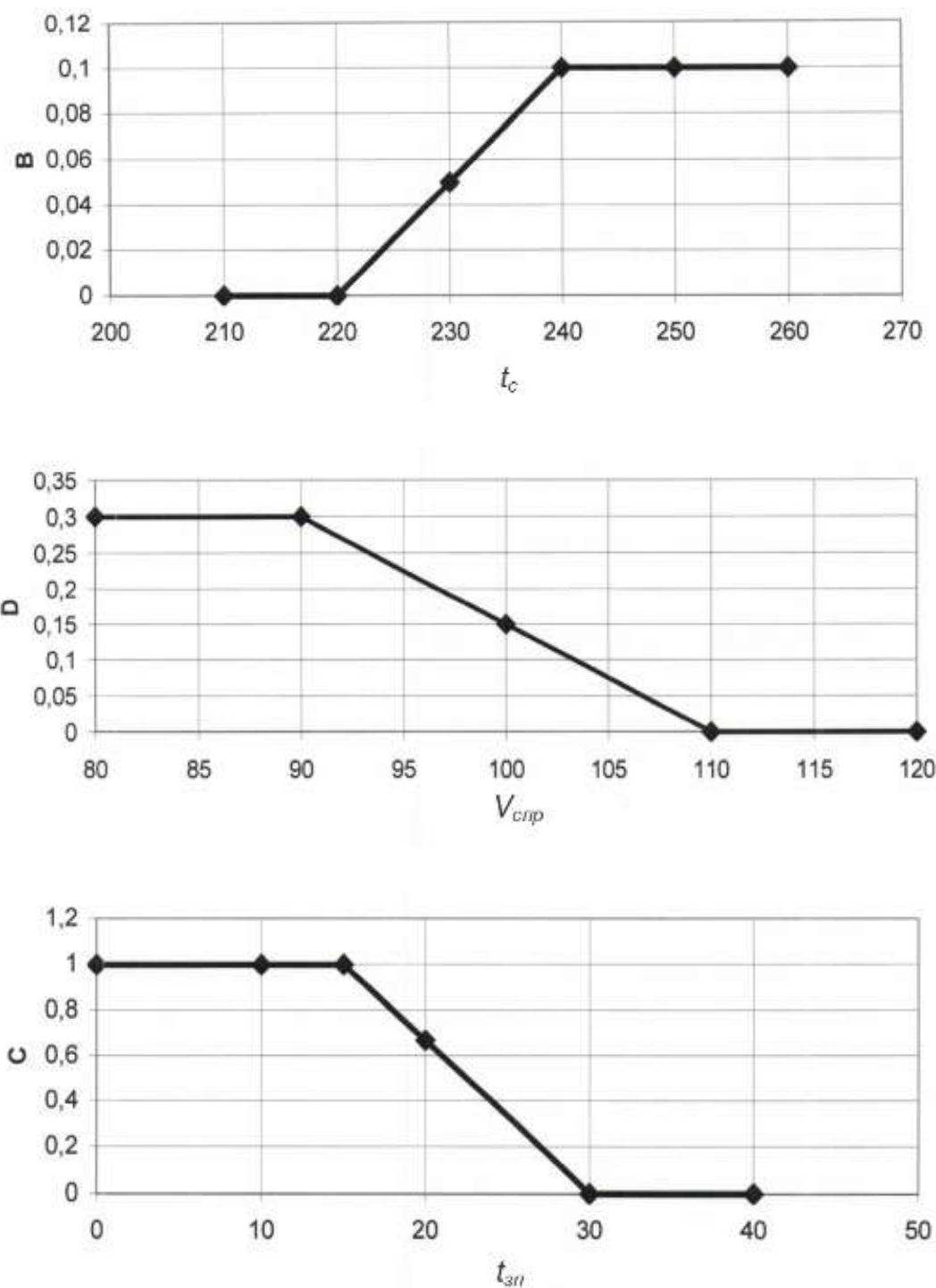


Рисунок 2.35 – Залежності коефіцієнтів B , D і C у формулі (2.17) регулювання тиску за клапанами-регуляторами системи протиобмерзання крила

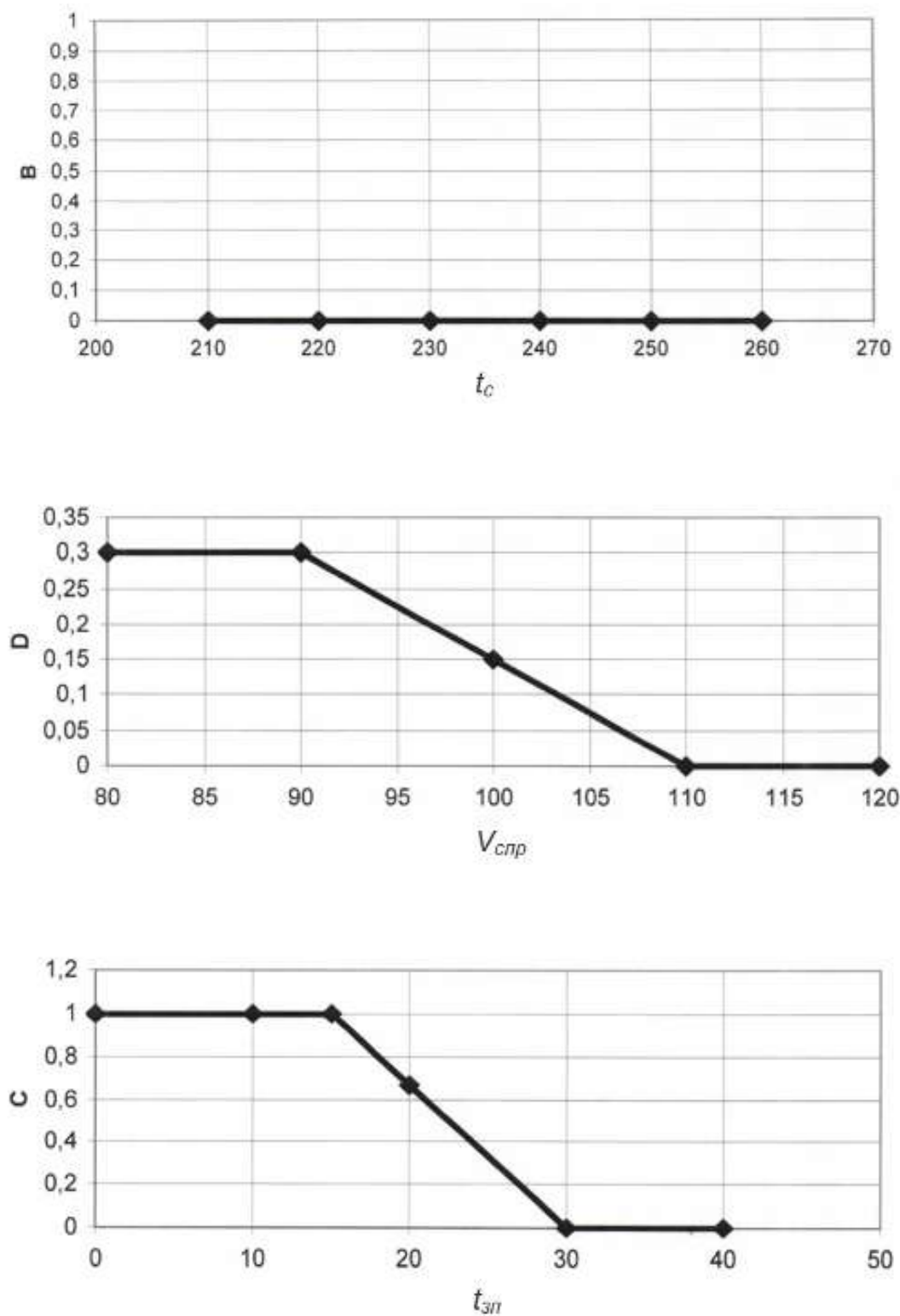


Рисунок 2.36 – Залежності коефіцієнтів B , D і C у формулі (2.18) регулювання тиску за клапанами-регуляторами системи протиобмерзання стабілізатора

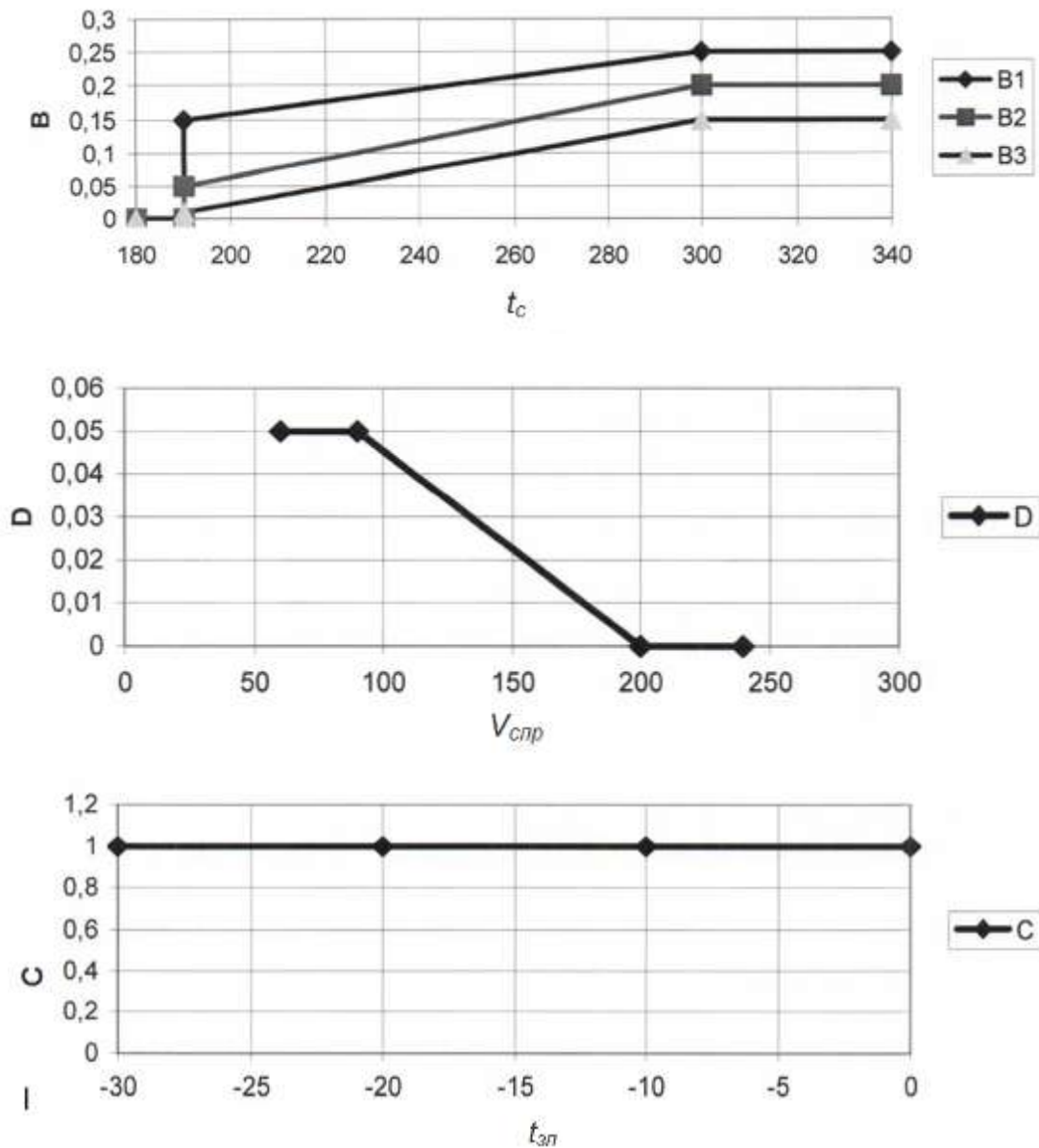
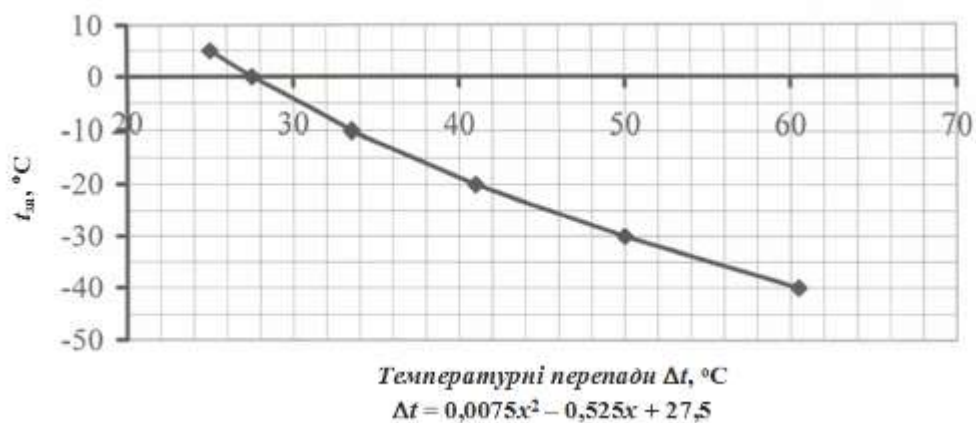


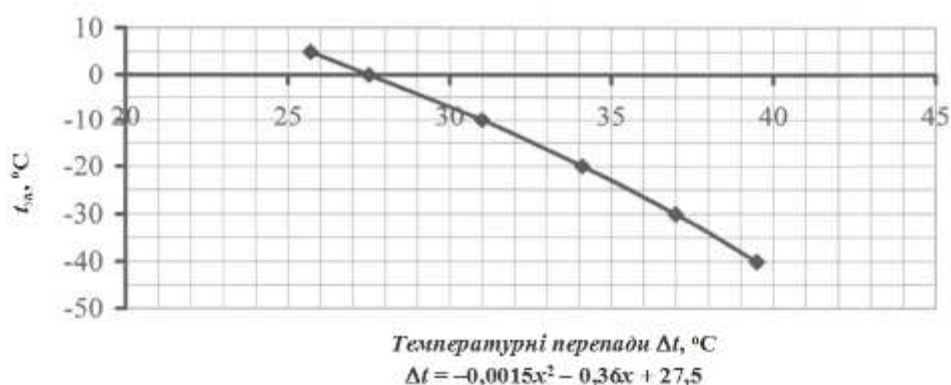
Рисунок 2.37 – Залежності коефіцієнтів B , D і C у формулі (2.17) регулювання тиску за клапанами-регуляторами системи протиобмерзання повітрязбірників

2.6.3 Рівняння для розрахунку тиску за клапаном-регулятором при керування системою контуру № 1

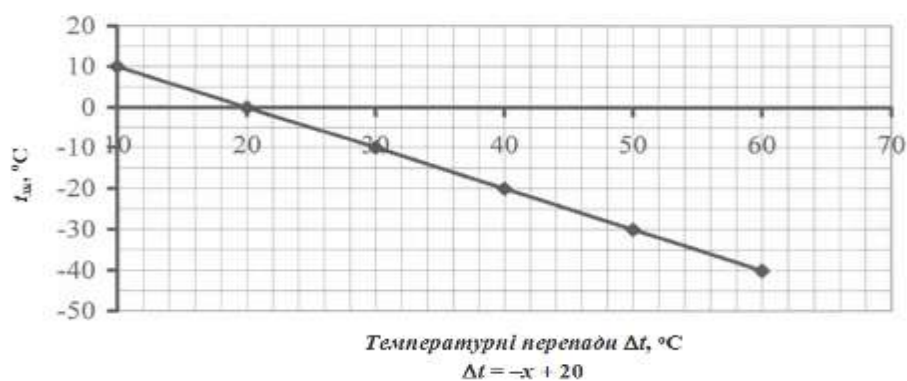
Контур № 1 виконує регулювання тиску повітря, що подається в систему, у функції від температури поверхні, що обігрівається, $t_{нов}$, заміряної за допомогою штатного датчика температури: $P_c = f(t_{нов})$.



а



б



в

Рисунок 2.38 – Потрібні температурні перепади для штатного датчика на поверхні крила (а), стабілізатора (б) і повітрязабірника (в)

На рис. 2.38 наведено залежності потрібних температурних перепадів Δt в місцях установки штатних датчиків від величини справжньої температури зовнішнього повітря, необхідних для захисту крила, стабілізатора і повітрязабірника двигуна від обмерзання:

$$\Delta t = t_{нов} - t_{зп} \quad (2.19)$$

де $t_{нов}$ – температури поверхні, заміряна штатним датчиком, °С; $t_{зн}$ – справжня температура зовнішнього повітря (не загальмована).

Рівняння залежностей $\Delta t = f(t_{зн})$, наведених на рис. 2.38, мають вид:

$$\Delta t = ax^2 + bx + c, \quad (2.20)$$

де $x = t_{зн}$ (°С); для крила $a = 0,0075$, $b = -0,525$, $c = 27,5$; для стабілізатора $a = -0,0015$, $b = -0,36$, $c = 27,5$; для повітрозабірника $a = 0$, $b = -1$, $c = 20$.

Залежно потрібних температурних перепадів для поверхні крила і стабілізатора справедливі в діапазоні справжніх температур зовнішнього повітря від -40 °С до $+50$ °С, а залежність для поверхні повітрозабірника справедлива в діапазоні справжніх температур зовнішнього повітря від -40 °С до $+10$ °С, тобто в тому діапазоні, де дозволено включення системи.

Вплив температури гарячого повітря, швидкості польоту і висоти польоту враховані безпосередньо в наведених залежностях і додаткового коригування приладом УУКП-148 не потребують.

Враховуючи, що керування подачею повітря на поверхні, що захищаються, ведеться за абсолютним тиском за кранами-регуляторами і при цьому забезпечується надзвукове витікання повітря через мікроежекторні отвори роздавальних трубопроводів, то завжди відома витрата повітря, що подається на поверхні, які захищаються, за профілем польоту при підтримці необхідного тиску за краном-регулятором (на рис. 2.39, 2.40 наведено такі залежності для крила).

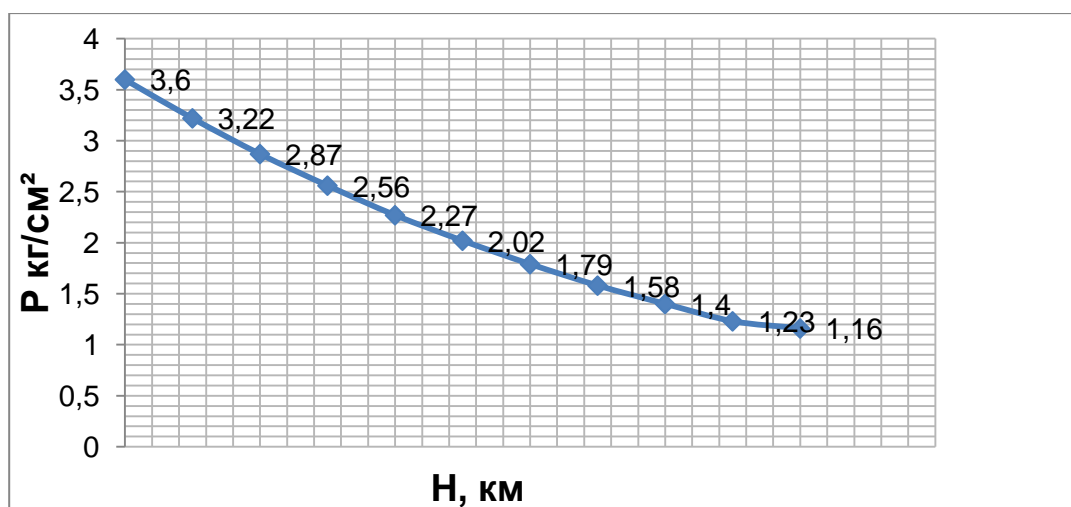


Рисунок 2.39 – Закон регулювання $P_{c\text{абс}} = 3,3P_z + 0,2$ для крила.

Тиск встановлюється на штатному датчику

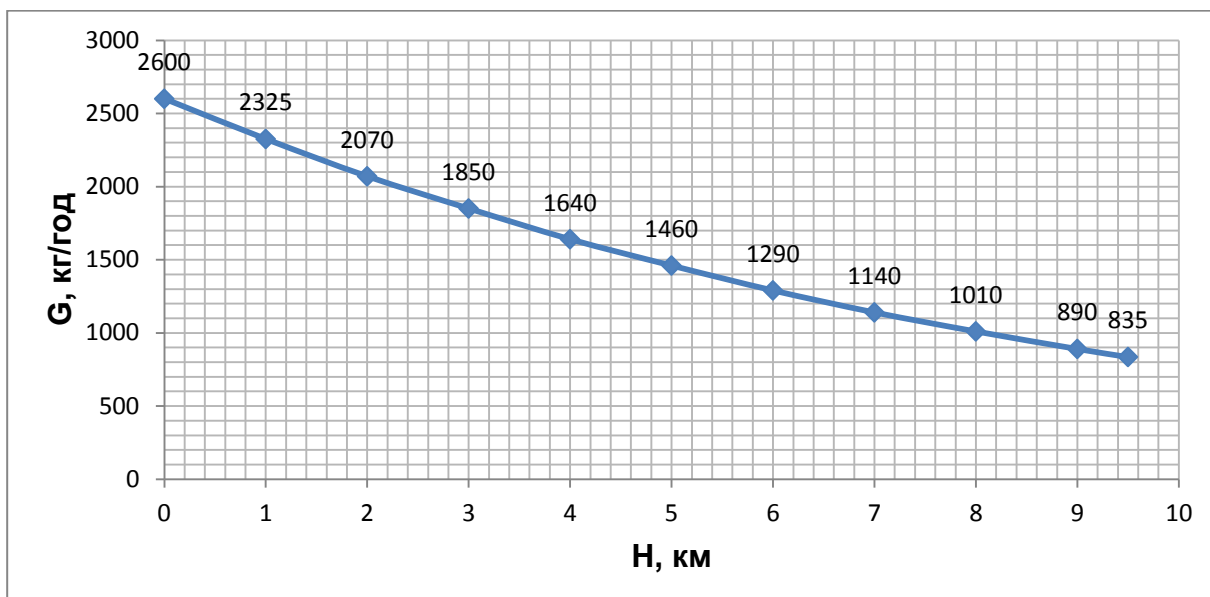


Рисунок 2.40 – Залежність витрати повітря від висоти польоту для системи напівкрило

Дані алгоритми перевірені в льотних випробуваннях, підтвердили свою ефективність. На рис. 2.41 наведено фрагмент запису роботи корекції витрати повітря, що подається, для забезпечення потрібного перепаду температури на поверхнях, які захищаються.

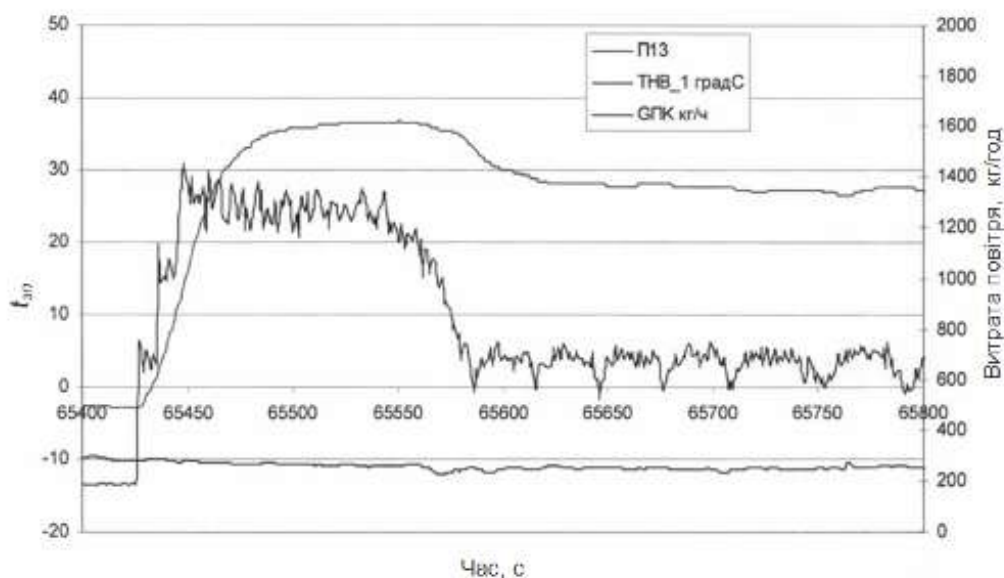


Рисунок 2.41 – Фрагмент запису роботи корекції витрати повітря, що подається, для забезпечення потрібного перепаду температури на поверхнях, які захищаються

2.7 Висновки по розділу

1. Визначено різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном, виявлено та уточнено втрати, пов'язані з прив'язкою двигуна на літаку.

2. Запропоновано методику проектування повітрозабірника, визначено критичні режими, граничні умови а також критерії оптимізації, в основі якої лежить паливна ефективність літака.

3. За результатами проведених аеродинамічних розрахунків і подальших трубних випробувань обрана конфігурація повітрозабірника двигуна для літака Ан-148 з мотогондолою МГ-7, що забезпечує приріст аеродинамічної якості $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$). При перерахунку приросту якості на мотогондолі МГ-7 зниження питомої витрати палива для літака становить 3,7 %.

4. Визначено, що осьовий повітрозабірник, який застосований на літаку Ан-77, характерний високими втратами повного тиску на вході у двигун і становить 6...8 %, що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива на таку ж величину та практично «з'їдає» більшу половину очікуваного зниження питомої витрати палива за рахунок застосування гвинтовентилятора.

5. Досліджено вплив настройки регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків. Визначено, що настройка регуляторів повинна знаходитися в жорстких межах або повинна бути передбачена автоматична корекція настройки регуляторів для утримання рівномірності повітря, що відбирається, протягом виконання польоту.

6. З ростом величини повітря, що відбирається, спостерігається нелінійність (в бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна та витрати палива. Це повинно враховуватися при розрахунку льотно-технічних характеристик літака, якщо не вжито заходів щодо автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Це особливо важливо при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати до 5 %.

7. Вирішено задачу щодо забезпечення працездатності системи кондиці-

онування при всіх режимах експлуатації, в тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата (патент автора РФ № 45016 від 10.11.2004 року).

8. Для забезпечення надійної роботи літакової системи кондиціонування повітря запропоновано раціональне завантаження турбохолодильної установки протягом льотної зміни з використанням зонного регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони (авторське свідоцтво учасника № 600231 від 15.06.1990 року).

9. Вирішено задачу коригування витрат повітря по споживачах за допомогою малощумних пристроїв (авторське свідоцтво учасника № 1261367 від 01.06.1986 року).

10. Автором запропоновано новий спосіб регулювання параметрами повітряно-теплових систем протиобмерзання, що істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів. На критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %. Запропоновані алгоритми закладають основу прогнозування злітно-посадкових характеристик літака при посадці в умовах обмерзання при автоматичних заходах на посадку.

Основні наукові результати, наведені у розділі 2, опубліковані у працях автора [1, 3–9, 11–13, 18, 23, 29, 32, 33], наведених в анотації.

Розділ 3

МЕТОДОЛОГІЯ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ ПРОТИБМЕРЗАННЯ ЛІТАКА

Особлива увага до систем протиобмерзання (СПО) літака пов'язана з такими факторами:

- висока частка в енергетичному балансі літака;
- відмова пов'язана з безпекою виконання польотів.

При проектуванні систем протиобмерзання вирішуються дві задачі:

1. *«Зовнішня» задача СПО:*

- дослідження зон осідання льоду;
- визначення рівня енергетичних витрат на захист літака від обмерзання;
- аналіз аеродинамічних характеристик літака при осіданні льоду;
- вибір і встановлення обсягу захисту протиобмерзання літака.

2. *«Внутрішня» задача СПО:*

- проектування роздавальної системи гарячого повітря;
- проектування протиобмерзачів поверхонь, які підлягають захисту від обмерзання.

3.1 Математична модель нестационарних процесів тепло- і масообміну на зовнішній поверхні протиобмерзачів літальних апаратів у вологому повітрі («зовнішня» задача)

3.1.1 Постановка задачі та розрахункова схема

Математична модель дозволяє виконувати розрахунки для різних варіантів розрахункових теплопередавальних схем, що істотно відрізняються в тепловому відношенні й щодо програмної реалізації, які визначаються такими мо-

жливими станами зовнішньої поверхні літального апарата (ЛА):

- суха (без води і льоду);
- змочена плівкою води (частково або по всій ширині кроку гофра);
- покрита шаром льоду (частково або по всій ширині кроку гофра);
- покрита шаром льоду, який зовні змочений плівкою води (частково або по всій ширині кроку гофра).

Розрахункова схема математичної моделі обрана таким чином, що стало можливо на її основі створити надійний однаковий алгоритм, що охоплює всі можливі вищевказані стани поверхні ЛА для всіх існуючих на сьогоднішній день типів повітряно-теплових систем протиобмерзання (ПТ ПОС) як постійної, так і циклічної дії.

Крім того, математична модель дозволяє виконувати зручну стиковку і спільну роботу з внутрішніми задачами для електротеплових систем протиобмерзання (ЕТ ПОС).

Схему розбиття поверхні протиобмерзача на елементарні відрізки представлено на рис. 3.1. Поверхня, що захищається, умовно розбивається за твірною профілю на елементарні відрізки Δx різної довжини, з початком відліку відрізків від характерної точки профілю (для ПТ ПОС - точка вдування, для ЕТ ПОС - точка теплового ножа).

За координатою Z поверхня розбивається на відрізки Δz , які в даному окремому випадку рівні кроку гофра. Розбиття на відрізки Δx і Δz для «зовнішньої» задачі повинно повністю відповідати розбиттю, прийнятому у «внутрішній» тепловій задачі.

Стикування «внутрішньої» і «зовнішньої» задач здійснюється наступним чином: в процесі рахунку «внутрішньої» задачі на кожному відрізку Δx (для кожного часового розрахункового кроку $\Delta \tau$) здійснюється звернення до блоку «зовнішньої» задачі.

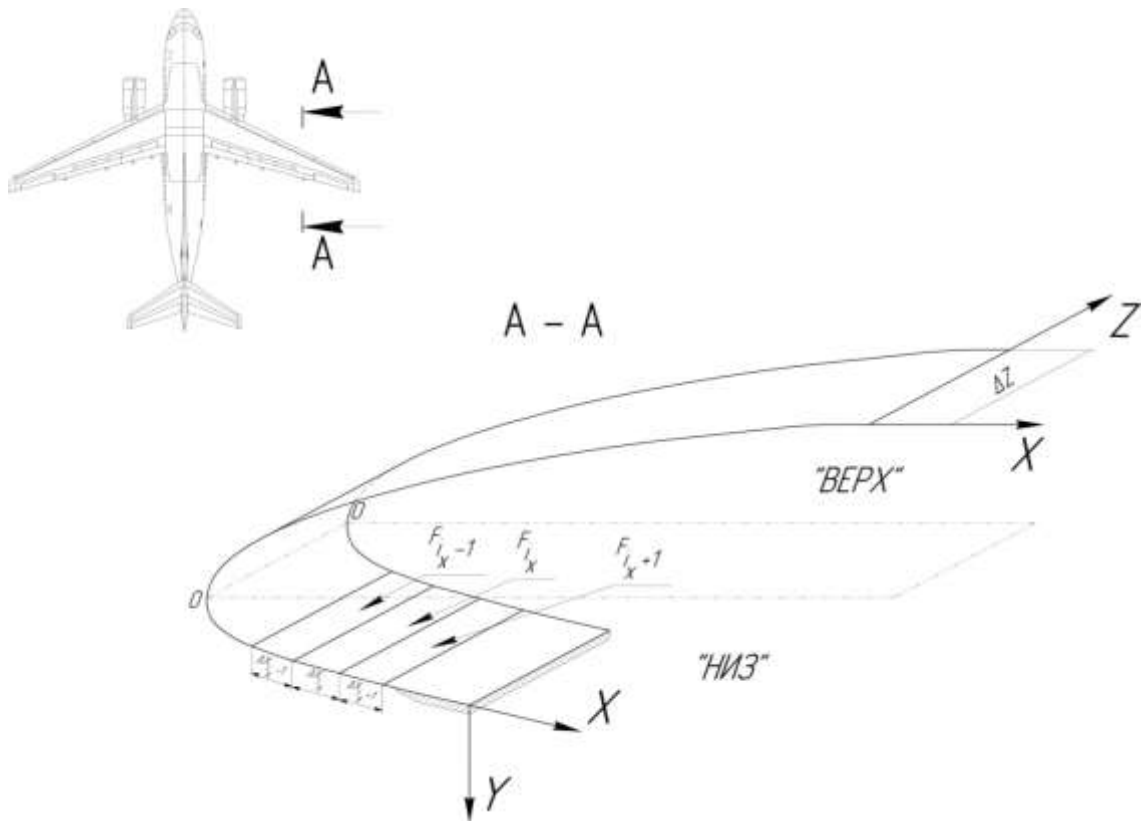


Рисунок 3.1 - Схема розбиття поверхні протиобмерзача на елементарні площадки ΔF_i

На рис. 3.2 наведено розрахункову схему поверхні протиобмерзача (ПО), покритої шаром льоду і поточною плівкою води.

Шар льоду в межах F вважається елементарною ланкою із скупченими параметрами і описується нестационарним рівнянням збереження енергії, яке вирішується відносно температури льоду спільно з вже наявною системою аналогічних рівнянь для обшивки ПО, повітря в гофрі та стінки гофра методом прогону, що характеризується високою сталістю рахунку. Необхідно відзначити, що специфіка нестационарних процесів тепломасообміну на поверхні ПО в умовах польоту у вологому повітрі така, що до математичної сталості їх розрахунку пред'являються високі вимоги.

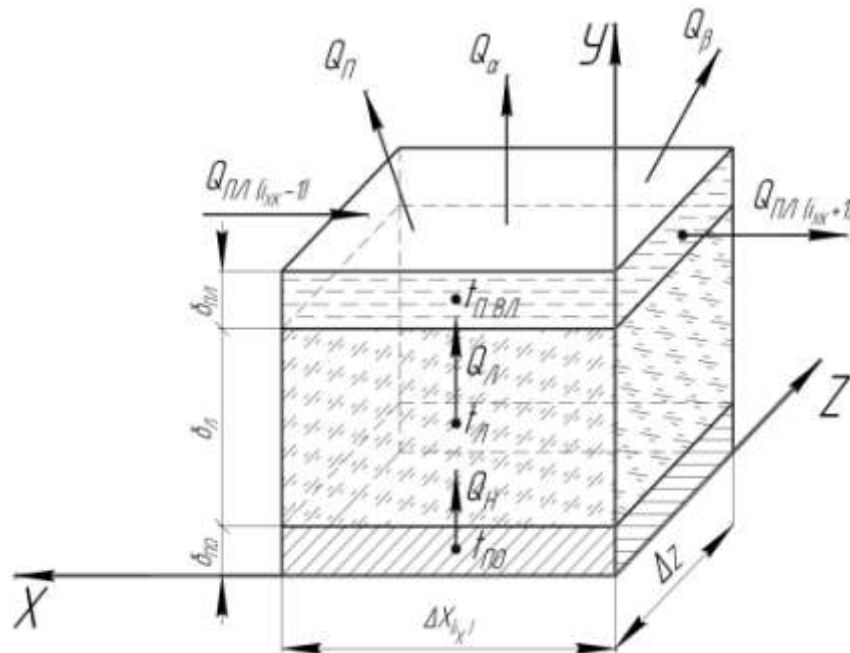


Рисунок 3.2 - Тепловий баланс на елементі поверхні протиобмерзача

$$\Delta F_{вл} (\xi_{вл} = \xi_l)$$

Змочена поверхня ПО, що покрита плівкою води, розглядається як самостійна ланка із скупченими параметрами, через яку здійснюється тепломасообмін між зовнішнім повітрям і ПО. В математичній моделі передбачено, що водяна плівка може знаходитися як на поверхні льоду, так і безпосередньо на поверхні обшивки протиобмерзача залежно від конкретних умов роботи ПОС.

Для елементарної поверхні F (вкритої кригою, водою або сухою, крім випадків часткового по Δz змочування і часткового по Δz обмерзання) в моделі прийнято:

- зовнішня поверхня обшивки ПО формально завжди покрита шаром льоду змінної товщини, яка може змінюватися від нуля до свого максимального значення; при нульовому значенні розрахунок для льоду виконується як для умовної безінерційної «прозорої» (в тепловому відношенні) стінки;

- зовнішня поверхня при наявності льоду або його відсутності формально завжди покрита плівкою води змінної товщини, яка також може змінюватися від нуля до свого максимального значення; аналогічно при нульовому значенні розрахунок виконується як для умовної безінерційної «прозорої» (в тепловому

відношенні) стінки.

На рис. 3.3 показано схему розрахунку для випадків часткового змочування і часткового обмерзання зовнішньої поверхні ПО, які можуть мати місце при збіганні водяної плівки в окремі струмочки. Для цих випадків лід і вода розглядаються як елементарні ланки із скупченими параметрами тільки для обмерзлої та змоченої часток поверхні F , відповідно. При цьому ділянки поверхні F , вільні від льоду і води, імітуються відповідними тепловими потоками.

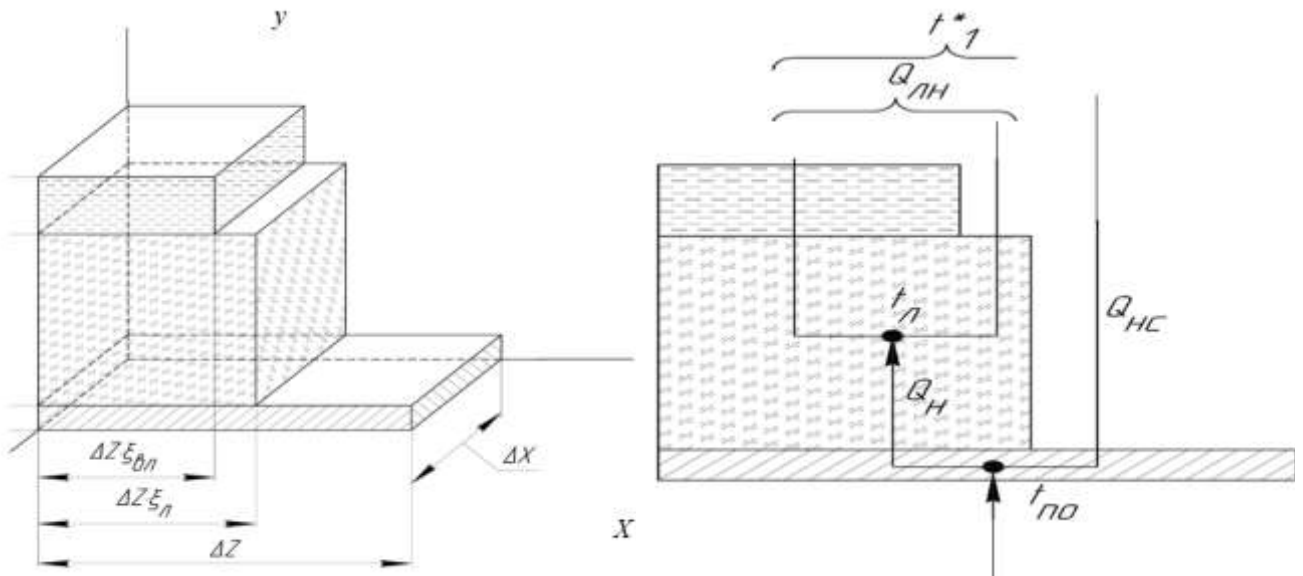


Рисунок 3.3 - Розрахункова схема елемента поверхні для часткового обмерзання ($0 < \xi_{ел} < 1$; $0 < \xi_л < 1$; $\xi_{ел} \neq \xi_л$)

Такий підхід дозволив створити відносно простий, однаковий і надійний алгоритм для розрахунку всіх можливих станів ЛА, що важливо для вирішення нестационарної, розподіленої «зовнішньої» задачі, коли умови течії, випаровування і замерзання води на поверхні ПО істотно змінюються не тільки по поверхні, але й в часі.

Розрахунковий елемент моделі (рис.3. 2) має такі границі:

- внутрішньою границею є зовнішня поверхня обшивки ПО, через яку здійснюється теплообмін з внутрішньою частиною ПОС; граничною умовою для задачі теплопровідності є значення температури ПО (параметр «внутрішньої»

задачі); для «внутрішньої» задачі - температура льоду (параметр «зовнішньої» задачі);

- зовнішньою границею є поверхня плівки води, через яку здійснюється тепломасообмін із зовнішнім середовищем; граничними умовами є температура зовнішнього повітря і коефіцієнт конвективної тепловіддачі в «сухому повітрі» (для задачі теплопровідності), а також водність хмари і коефіцієнт уловлювання (для розрахунку масообміну);

- через бічні границі здійснюється масообмін (по плівці води) з попереднім і наступним відрізками Δx , а саме через ту границю, яка ближче до критичної точки, затікає вода з попереднього відрізка Δx , а через протилежну - йде на наступний Δx ; граничними умовами є значення витрати води з попереднього на наступний відрізки Δx .

Масообмін на зовнішній границі визначається такими потоками маси:

- $G_{ул}$ - масова витрата води у виді переохолоджених крапель, які осідають на поверхні ΔF з потоку повітря (масова швидкість уловлювання), кг/с;

- G_{β} - витрата води у виді пари, що уходить з водяної плівки (масова швидкість випаровування), кг/с;

- $G_{вин}$ - масова швидкість виносу води з поверхні плівки, кг/с.

Теплообмін на зовнішній границі визначається такими тепловими потоками:

- Q_n - тепловий потік на нагрівання води, що осіла на поверхні, Вт;

- Q_{β} - тепловий потік на випаровування, Вт;

- Q_{α} - тепловий потік, що відводиться шляхом конвективного переносу, Вт.

Масообмін і теплообмін на границі «лід - водяна плівка» визначаються, відповідно:

- $G_{зм}$ - масовою витратою води, яка замерзає і переходить в шар льоду (масова швидкість замерзання), кг/с;

- Q_l - тепловим потоком від шару льоду до плівки, Вт.

Теплообмін на внутрішній границі «лід – обшивка ПО» визначається тепловим потоком Q_n (Вт), переданим від металу ПО до льоду. Потік Q_n залежить від двох змінних пов'язаних параметрів - температури обшивки ПО (параметр

«внутрішньої» задачі) і температури льоду (параметр «зовнішньої» задачі).

Тепломасообмін на бічній границі розрахункового елемента, яка розташована ближче до критичної точки (на рис. 3.2 на лівій границі), визначається:

- $G_{nl(ixk-1)}$ - масовою витратою води, що затікає з попереднього (у напрямку течії плівки) відрізка $\Delta x_{(ixk-1)}$;

- $Q_{nl(ixk-1)}$ - тепловим потоком на нагрівання зазначеної витрати води, що затекла з попереднього відрізка $\Delta x_{(ixk-1)}$, Вт.

Тепловий потік за рахунок замерзання води, що осіла, Q_{zm} (Вт), з методологічної точки зору може розглядатися у виді джерел тепла, рівномірно розподілених у плівці води, що замерзає.

Початковою умовою є стан теплової рівноваги теплопередавальної системи (метал ПО, лід, вода) при непрацюючій ПОС і сухому атмосферному повітрі. При цьому температура всіх елементів системи дорівнює температурі зовнішнього повітря (з урахуванням повного гальмування):

$$t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p}. \quad (3.1)$$

Товщини льоду і водяної плівки дорівнюють нулю.

3.1.2 Основні допущення математичної моделі

При розробці моделі прийняті такі основні допущення:

- у межах елементарного відрізка Δx і часового кроку $\Delta \tau$ лід і вода розглядаються як елементарні шари із скупченими параметрами;
- не враховується осідання на поверхню кристалів льоду;
- перетікання тепла теплопровідністю для води і льоду враховуються тільки в напрямку осі Y , перетіканнями в напрямку осей X і Z нехтуємо;
- теплофізичні властивості плівки води прийняті постійними;
- теплофізичні властивості льоду (крім густини) прийняті постійними;
- густина льоду визначається відповідно до температури за інтерполяційною квадратичною залежністю;

- вважається, що переохолоджена вода з повітряного потоку, осівши на зовнішню поверхню обшивки, миттєво переходить в «рівноважний» стан (лід або вода);

- змочена частина поверхні $\Delta F_{\text{вл}}$ покрита плівкою води рівномірної товщини, незмочена частина вважається сухою; частка змоченої поверхні визначається коефіцієнтом змочування $\xi_{\text{вл}}$, одержаним експериментально-розрахунковим шляхом;

- обмерзла частина поверхні $\Delta F_{\text{л}}$ покрита шаром льоду рівномірної товщини, частка обмерзлої частини поверхні визначається коефіцієнтом обмерзання $\xi_{\text{л}}$ в процесі рахунку в міру замерзання води;

- у межах змоченої частини елементарної поверхні $\Delta F_{\text{вл}}$ температура і товщина плівки вважаються постійними протягом розрахункового кроку $\Delta\tau$;

- у межах обмерзлої частини елементарної поверхні $\Delta F_{\text{л}}$ температура і товщина льоду вважаються постійними протягом $\Delta\tau$;

- в процесі прогрівання шару льоду передбачається, що в момент часу досягнення температури $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ на границі «поверхня ПО – лід» зникають сили зчеплення льоду з металом і лід скидається з поверхні $\Delta F_{\text{л}}$;

- вкрита водяною плівкою поверхня вважається в межах $\Delta F_{\text{вл}}$ плоскою;

- силами ваги та інерцією плівки нехтуємо; в'язкість води знаходиться у функції від температури за табличними даними із застосуванням лінійної інтерполяції;

- течія плівки відбувається під дією повітряного потоку за твірною профілю в напрямку від критичної точки до границь затікання води;

- здування води з поверхні плівки враховується за допомогою експериментального поправкового коефіцієнта $K_{\text{сд}}$;

- течія плівки вважається турбулентною внаслідок турбулізуючого впливу хмарних крапель;

- величиною швидкості течії плівки нехтуємо в порівнянні зі швидкістю повітряного потоку;

- пружність насиченої водяної пари визначається у функції від темпера-

тури за табличними даними, апроксимованими залежністю:

$$e = A \cdot 2,78^{\left(0,0727 \cdot t \cdot \left(1 - \frac{t}{300}\right)\right)}, \quad (3.2)$$

де A – постійний коефіцієнт.

3.1.3 Основні розрахункові формули

Теплові потоки, які враховуються у розрахунку для змоченого i_x -го розрахункового елемента поверхні ПО у кожний момент часу τ : - *тепловий потік*, що відводиться шляхом конвективного переносу:

$$Q_a = A_c \cdot (t_{нвл} - t_1^*), \quad (3.3)$$

де

$$A_a = a_c \cdot \Delta F_{вл}, \quad (3.4)$$

де a_c – коефіцієнт конвективної тепловіддачі для сухого повітря; $t_{нвл}$ – температура поверхні; t_1^* – місцева рівноважна температура прикордонного шару, яка для наших умов може бути представлена у виді:

$$t_1^* = t_0 + \frac{(V_0^2 - V_1^2)}{2 \cdot c_p} + r^* \cdot \frac{V_1^2}{2 \cdot c_p}. \quad (3.5)$$

- *тепловий потік на випаровування*:

$$Q_\beta = \Delta F_{вл} \cdot \alpha_c \cdot \frac{0,622 \cdot L_U}{c_p} \cdot \frac{(e_n - e_1^*)}{P}, \quad (3.6)$$

де e_n і e_1^* – пружність водяної пари, відповідно, при температурі поверхні та при рівноважній температурі повітря у прикордонному шарі.

$$P = P_n + \Delta P_{дин}, \quad (3.7)$$

де $\Delta P_{дин}$ – швидкісний напір.

$$\Delta P_{дин} = \frac{P_g \cdot V_0^*}{2}. \quad (3.8)$$

Відповідно до закону газового стану:

$$P_B = \frac{P}{R \cdot (t_1^* + 273)} = \frac{P_H \cdot P}{R \cdot (t_1^* + 273)}, \quad (3.9)$$

де P – місцевий відносний тиск.

Тоді тепловий потік на випаровування буде дорівнювати:

$$Q_\beta = \Delta F_{\text{вл}} \cdot \alpha_c \cdot \frac{0,622 \cdot L_U}{c_p} \cdot \frac{(L_n - L_1^*)}{\left(P_n + \frac{P_H \cdot P}{R_H \cdot (t_1^* + 273)}\right)}. \quad (3.10)$$

- тепловий потік на нагрівання води, що осіла на i_x -ій елементарній ділянці ПО:

$$Q_n = C_\beta \cdot \varepsilon \cdot \omega \cdot V_0 \cdot (t_{\text{нвл}} - t_1^* - \Delta t_{\text{в,кін}}) = A_n \cdot (t_{\text{нвл}} - (t_1^* + \Delta t_{\text{в,кін}})), \quad (3.11)$$

де $\Delta t_{\text{в,кін}}$ – підігрів води за рахунок перетворення кінетичної енергії крапель у тепло.

$$\Delta t_{\text{в,кін}} = \frac{V_0^2}{2 \cdot c_v}, \quad (3.12)$$

де c_v – питома теплоємність.

- тепловий потік на нагрівання (охолодження) води, що затікає з попереднього відрізка $\Delta x_{(ixk-1)}$:

$$Q_{nл(ixk-1)} = c_v \cdot (t_{\text{нвл}} - t_{(ixk-1)}) \cdot G_{nл(ixk-1)} = A_{nл} \cdot (t_{\text{нвл}} - t_{(ixk-1)}). \quad (3.13)$$

- тепловий потік за рахунок замерзання води на вологій поверхні:

$$Q_{зл} = G_{зл} \cdot L_l \quad \text{при } t_n < 0^\circ\text{C}. \quad (3.14)$$

- тепловий потік від обшивки ПО та льоду:

$$Q_H = (t_{no} - t_{nl}) \cdot \Delta F \cdot \frac{2}{\left(\frac{\delta_{no}}{\lambda_{no}} + \frac{\delta}{2\lambda_l}\right)}, \quad (3.15)$$

де t_{no} і t_{nl} – температура обшивки ПО та льоду, відповідно.

- тепловий потік від середини товщини льоду:

$$Q_{\partial n} = (t_{\partial} - t_{n\text{вл}}) \cdot \Delta F_{\text{вл}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{\delta}{2\lambda_l} + \frac{\delta_{nl}}{\lambda_g} + \frac{1}{\alpha_{\text{вл}}}\right)} = A_{ln}(t_l - t_1^*). \quad (3.16)$$

Масові витрати на ділянці Δx , які враховуються у розрахунку в кожний момент часу τ :

- масова швидкість уловлювання крапель води з атмосферного повітря:

$$G_{\text{ул}} = \varepsilon \cdot \omega \cdot V_0 \cdot \Delta F_{\text{вл}}. \quad (3.17)$$

- масова швидкість виносу води з поверхні плівки:

$$G_{\text{вин}} = G_{\text{ул}} \cdot K_{\text{зд}}, \quad (3.18)$$

де $K_{\text{зд}}$ - експериментальний коефіцієнт здування.

- масова швидкість випаровування з поверхні:

$$G_{\beta} = \frac{Q_{\beta}}{L_U}. \quad (3.19)$$

- витрата води в плівці на виході з відрізка Δx :

$$G_{nl} = G_{\text{ул}} - G_{\text{вин}} + G_{nl(\text{ixk}-1)} - G_{\beta} - G_{\text{зм}}. \quad (3.20)$$

Витрата води, що затекла з попереднього відрізка Δx , дорівнює витраті на виході з попереднього відрізка Δx .

Температура вологої поверхні (води у плівці) визначається з балансного рівняння збереження енергії у нетрадиційній постановці:

$$A_{\tau} \cdot (t_n - t_{it-1}) = \Sigma Q = Q_l - Q_{\alpha} - Q_{\beta} - Q_n - Q_{nl(\text{ixk}-1)} + Q_{\text{зм}}. \quad (3.21)$$

Якщо в результаті розрахунку виявиться, що $t_{n\text{вл}} < 0$, то це означає, що частина води (або вся вода) повинна замерзнути з виділенням теплоти замерзання $Q_{\text{зм}}$, оскільки на поверхні не може існувати переохолоджена вода. Зобразимо балансне рівняння у виді:

$$A_{\tau}(t_n - t_{it-1}) = A_l(t_l - t_{нвл}) + A_{\alpha}(t_{нвл} + t_1^*) - Q_{\beta}^* + A_n((t_1^* + \Delta t_{в.кін}) - t_{нвл}) + A_{nl}(t_{n(іxk-1)} - t_{нвл}) + Q_{зм}, \quad (3.22)$$

де

$$A_{\tau} = \frac{\Delta F_{вл} \cdot \delta_{nl} \cdot c_{\epsilon} \cdot P_{\epsilon}}{\Delta \tau}; \quad (3.23)$$

$$A_l = \frac{2 \cdot \Delta F_{вл}}{\frac{\delta_l}{\lambda_l} + \frac{\delta_{nl}}{\lambda_{\epsilon}}}; \quad (3.24)$$

$$A_{\Pi} = c_{\epsilon} \cdot \epsilon \cdot w \cdot V_0; \quad (3.25)$$

$$A_{nl} = c_{\epsilon} \cdot G_{nl(іxk-1)}; \quad (3.26)$$

$$A_{\alpha} = \Delta F \cdot \alpha_c. \quad (3.27)$$

Після перетворення рівняння може бути приведено до виду:

$$t_{нвл} \cdot (A_{\tau} + A_l + A_{\alpha} + A_n + A_{nl}) = A_{\tau} \cdot t_{нвл(i\tau-1)} + A_l \cdot t_l + A_{\alpha} \cdot t_1^* - Q_{\beta} + A_n \cdot (t_1^* + \Delta t_{в.кін}) + A_{nl} \cdot t_{нвл(іxk-1)}. \quad (3.28)$$

Позначимо через SQ праву частину рівняння (3.28), а через SA – множник при $t_{нвл}$ в лівій частині рівняння (3.28). Тоді:

$$t_{нвл} = \frac{SQ + Q_{зм}}{SA}. \quad (3.29)$$

SA завжди має позитивне кінцеве значення, оскільки є сумою постійних коефіцієнтів.

SQ може приймати як позитивні, так і негативні значення, оскільки містить змінні величини.

Якщо $SQ > 0$, то це означає, що на поверхні вода переохолоджена і має замерзнути (частково або повністю).

Якщо при цьому

$$|SQ| \leq L_l \cdot G_{ул} - G_{вин} + G_{пл(іхк-1)} - G_{\beta}), \quad (3.30)$$

тобто, якщо плівка за рахунок цього переохолодження вимерзне не вся, а частково, то теплота замерзання буде дорівнювати переохолодженню $Q_{зм} = |SQ|$, температури води і льоду, що утворився, будуть дорівнювати 0°C .

В іншому випадку замерзне вся вода на поверхні, тобто:

$$G_{зм} = (G_{yx} - G_{вин} + G_{пл(іхк-1)} - G_{\beta}). \quad (3.31)$$

При цьому виділиться теплота замерзання:

$$G_{зм} = L_l \cdot G_{зм} < |SQ|, \quad (3.32)$$

тобто вода замерзне, не досягнувши температури 0°C .

В праву частину рівняння (3.28) має бути додана величина $G_{зм}$, тоді температура вологості поверхні буде:

$$t_{нвл} = \frac{SQ + Q_{зм}}{SA}. \quad (3.33)$$

Масова швидкість замерзання буде:

$$G_{зм} = \frac{Q_{зм}}{L_l}. \quad (3.34)$$

Температура льоду для $\zeta_{вл} = 1$ і $\zeta_l = 1$, що визначається на i -ому відрізку Δx у кожний момент часу τ .

Середня температура в середині товщини льоду визначається з балансного рівняння збереження енергії в нестационарній постановці:

$$\Delta F_{вл} \cdot \frac{\delta_l \cdot P_l \cdot C_l}{\Delta \tau} \cdot (t_l - t_{л(i\tau-1)}) = Q_n - Q_{лн} + G_{зм} \cdot C_l (t_{нвл} - t_l). \quad (3.35)$$

Рівняння може бути представлено у виді:

$$A_{\tau л} \cdot (t_l - t_{л(i\tau-1)}) = A_{лн} \cdot (-t_l + t_1^*) + A_{зм} \cdot (t_{нвл} - t_l) \quad (3.36)$$

і потім приведено до форми Коші, зручної для вирішення методом прогону спільно з вже наявною в блоці «ТПС» системою аналогічних рівнянь для обшивки ПО, повітря в гофрі та стінці гофра:

$$\alpha \cdot t_{no} - c \cdot t_l + b \cdot t_1^* = f \quad (3.37)$$

де $a = A_n$; $b = A_{лн}$;

$$c = A_{\tau л} + A_n + A_{лн}; \quad (3.38)$$

$$f = -A_{\tau л} \cdot t_{л(i\tau-1)}; \quad (3.39)$$

$$A_n = \frac{2 \cdot \Delta F_l}{\frac{\delta_{no}}{\lambda_{no}} + \frac{\delta_l}{\lambda_l}}; \quad (3.40)$$

$$A_{лн} = \frac{\Delta F_l}{\frac{\delta_l}{\lambda_l} + \frac{\delta_{лл}}{\lambda_в} + \frac{1}{\alpha_{вл}}}; \quad (3.41)$$

$$A_{\tau л} = \frac{\Delta F_l \cdot \delta_l \cdot P_l \cdot C_l}{\Delta \tau}; \quad (3.42)$$

$$A_{зм} = G_{зм} \cdot C_l. \quad (3.43)$$

Як коефіцієнт тепловіддачі від вологої поверхні до зовнішнього повітря $\alpha_{вл}$ прийнята умовна величина, що характеризує інтенсивність відводу тепла від вологої поверхні до зовнішнього повітря, в напрямку y , яка може бути представлена у виді:

$$\alpha_{вл} = \frac{Q_\alpha + Q_\beta + Q_n}{t_{вл} - t_1^*}. \quad (3.44)$$

Середня товщина льоду на i_x -му відрізку Δx в кожен момент часу τ визначається відповідно до рівняння збереження маси з балансного співвідношення:

$$\delta_l = \delta_{л(i\tau-1)} + \frac{G_{зм} \cdot \Delta \tau}{P_l \cdot \Delta F \cdot \xi_l}, \quad (3.45)$$

де $\delta_{л(i\tau-1)}$ - товщина льоду в попередній момент часу.

Товщина плівки води визначається за формулою:

$$\delta_{пл} = \sqrt{\frac{G_{пл} \cdot \mu_e \cdot 2}{P_e \cdot h_{2\phi} \cdot \xi_{вл} \cdot Ft_r}}, \quad (3.46)$$

де

$$G_{пл} = G_{ул} - G_{вин} + G_{пл(іхк-1)} - C_\beta - G_{зм}, \quad (3.47)$$

Ft_r - напруга тертя повітряного потоку; C_f - коефіцієнт тертя, який для турбулентної течії визначається:

$$C_f = \frac{0,0592}{Re_{нов}^{0,2}}. \quad (3.48)$$

Коефіцієнт змочування $\xi_{вл}$ для випадків неповного змочування поверхні ΔF , коли $0 < \xi_{вл} < 1$.

Водяна плівка утворюється в результаті уловлювання хмарних крапель поверхнею, підігрітою до позитивної температури. Під дією повітряного потоку плівка тече по поверхні в напрямку від критичної точки до границь затікання води. В міру течії вона здувається і випаровується (частково або повністю), а потрапивши на поверхню, що має негативну, температуру, - замерзає. При досягненні певної мінімальної товщини цілісність плівки порушується, і вона збігається в окремі струмочки, які поступово звужуються і можуть поширюватися на значні відстані. Визначення $\xi_{вл}$ при неповному змочуванні представляє значні труднощі, в той же час його величина істотно впливає на тепловий стан обшивки ПО, так як інтенсивність охолодження вологої поверхні значно вище, ніж сухої.

Тенешевим Р. Х. на лабораторному стенді для умов, близьких до натуральних, була зафіксована картина збігання водяної плівки. Зазначені результати були оформлені автором у виді наближеної графічної залежності $\xi_{вл} = f(S)$, де S - відстань за твірною профілю від границі зони уловлювання (рис. 3.4). В межах зони уловлювання автор рекомендує приймати $\xi_{вл} = 1$.

Зазначена графічна залежність і рекомендації були прийняті нами за основу визначення $\xi_{вл}$, а саме в зоні осідання $\xi_{вл} = 1$; за межами зони осідання $\xi_{вл}$ визначається за двома лінійним залежностям, що апроксимують експериментальну криву:

- $\xi_{вл} = f(S)$ - для $S \leq 0,0147$ м; $\xi_{вл} = 1 - 50 \cdot S$;
- $\xi_{вл} = f(S)$ - для $S > 0,014$ м; $\xi_{вл} = 0,27 - 0,5 \cdot S$,

де S має розмірність «м». Крім цього, нами були введені деякі поправки.

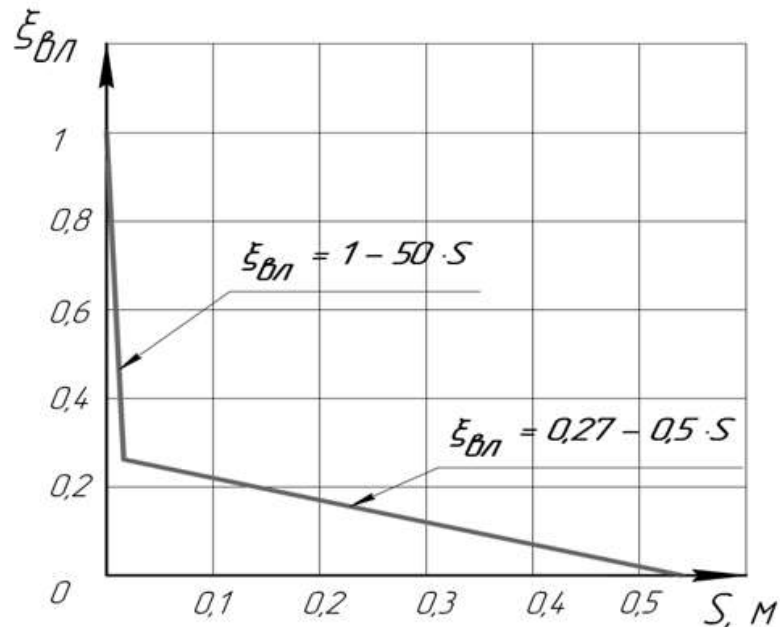


Рисунок 3.4 – Лінійна апроксимація експериментальних орієнтовних значень коефіцієнта змочування поверхні обшивки протиобмерзача.

S - відстань за твірною профілю від границі осідання крапель в напрямку до границі розтікання води

Аналіз умов і результатів лабораторного експерименту показав, що досліди проводилися для відносно невисоких значень теплового потоку і великих витрат води (в наших позначеннях Q_n і $G_{пл}$).

В той же час для більш високих Q_n і нижчих $G_{пл}$ картина течії плівки може істотно відрізнятись, оскільки, наприклад, в області точки вдування, де Q_n високий, а $\xi_{вл} = 1$ (відповідно до рекомендацій), може виявитися, що тепловий потік на випаровування, розрахований за формулою (3.6), значно перевищує величину теплового потоку, необхідного для випаровування всієї води, що потрапила на поверхню $Q_\beta > L_U \cdot (G_{ул} - G_{вин} + G_{пл(іхк-1)})$, тобто буде порушений закон збереження маси. У зв'язку з цим в програму внесено коригування, що не дозволяє Q_β набувати значень вище зазначеної величини. Також обмежується мінімальна розрахункова товщина плівки, за якої плівка існувати вже не може і

вироджується в окремі краплі та плями.

Крім того, передбачається додаткове коригування величин $\xi_{вл}$ і $K_{зд}$ на основі порівняння результатів рахунку з льотними випробуваннями ДП «АНТОНОВ» у вологому повітрі.

Температура льоду для випадків неповних змочування та обмерзання, коли $0 < \xi_l < 1$ і $\xi_{вл} \neq \xi_l$.

Розрахункову схему елемента поверхні для даного випадку наведено на рис. 3.3.

Розрахунок температури льоду ідентичний розрахунку для випадку повного змочування і можливого повного обмерзання ($\xi_{вл} = 1$ і $\xi_l = 1$), за винятком виразу для розрахунку теплового потоку від льоду до зовнішнього повітря $Q_{лн}$. Відповідно до рис. 3.3 потік $Q_{лн}$ дорівнює сумі двох потоків (перший - через «суху» поверхню льоду, а другий - через «вологу» поверхню льоду) і визначається за формулою:

$$Q_{лн} = A_{лн2} \cdot (t_1 - t_l), \quad (3.49)$$

де

$$A_{лн2} = \frac{\Delta F \cdot \xi_{вл}}{\frac{\delta_l}{2 \cdot \lambda_n} + \frac{\delta_{лл}}{\lambda_v} + \frac{1}{\alpha_{вл}}} + \frac{\Delta F \cdot (\xi_l - \xi_{вл})}{\frac{\delta_l}{2 \cdot \lambda_n} + \frac{1}{\alpha_c}} \quad (3.50)$$

Тепловий потік від обшивки ПО до зовнішнього повітря і льоду для випадку неповного обмерзання елементарної поверхні ΔF ($0 < \xi_l < 1$)

Відповідно до розрахункової схеми, наведеної на рис. 3.3, тепловий потік дорівнює сумі двох потоків - до льоду (Q_n) і до повітря ($Q_{нс}$):

$$Q_{н\Sigma} = Q_n + Q_{нс}, \quad (3.51)$$

де

$$Q_n = \frac{\Delta F \cdot \xi_l \cdot 2}{\left(\frac{\delta_{но}}{\lambda_{но}} + \frac{\delta_l}{\lambda_l}\right)}; \quad (3.52)$$

$$Q_{нс} = \frac{\Delta F \cdot (1 - \xi_l)}{\left(\frac{\delta_l}{\lambda_l} + \frac{1}{\alpha_c}\right)}. \quad (3.53)$$

3.1.4 Послідовність розрахунку

1. Вихідним станом теплопередавальної системи є стан температурної рівноваги за умови обтікання сухим атмосферним повітрям (вологості повітря присвоюється нульове значення) при відсутності нагрівання, включаючи тепловий ніж (тепловим потужностям присвоюються нульові значення). У цьому стані всім розрахунковим елементам (ПО, лід, вода) задається температура атмосферного повітря (з урахуванням гальмування потоку). Для всієї поверхні літального апарату (ЛА), включаючи і «хвостики», присвоюються нульові значення товщинам водяних плівок і льоду.

2. Потім параметрам вологого повітря присвоюються значення, відмінні від нуля, і розрахунок виконується для вологого повітря без обігріву ПОС (включаючи і тепловий ніж). Протягом даного режиму відбувається початкове льодоутворення на поверхні ЛА. Розрахунок виконується для деякого заданого проміжку часу $\tau_{\beta x}$.

3. Далі включається постійний або циклічний нагрів, і розрахунок триває при заданих значеннях теплової потужності нагрівачів (основного і теплового ножів). При циклічному нагріванні передбачається починати рахунок з гарячого циклу (тривалість гарячого і холодного циклів, а також кількість циклів задаються).

Розроблена модель за необхідністю може бути також використана для виконання розрахунків ПОС у сухому повітрі. У цьому випадку послідовність рахунку аналогічна:

1. Вихідним станом теплопередавальної системи є стан температурної рівноваги за умови обтікання сухим атмосферним повітрям (вологості повітря присвоюється нульове значення) при відсутності нагрівання, включаючи і тепловий ніж (тепловим потужностям присвоюються нульові значення). У цьому стані всім розрахунковим елементам (ПО, лід, вода) задається температура атмосферного повітря (з урахуванням гальмування потоку). Для поверхні ЛА, включаючи і «хвостики», присвоюються нульові значення товщинам водяних плівок і льоду.

2. Далі включається постійний або циклічний нагрів, і розрахунок триває при заданих значеннях теплової потужності нагрівачів (основного і теплового ножів). При циклічному нагріванні передбачається починати рахунок з гарячого циклу (тривалість гарячого і холодного циклів, а також кількість циклів задаються).

Таким чином, в результаті роботи:

- розроблено математичну модель нестандартних процесів теплообміну на зовнішній поверхні, яку можна розглядати як один з методів дослідження систем протиобмерзання;

- розроблено програмний блок на основі запропонованої математичної моделі, що забезпечує рішення «зовнішньої» задачі;

- для вирішення «зовнішньої» задачі за допомогою запропонованої моделі використовуються математичні програми, наявні в ДП «АНТОНОВ»;

- стикування і спільна робота із зазначеними програмами здійснюється за допомогою звернення на кожному елементарному відрізку Δx (в межах кожного розрахункового тимчасового кроку) до програмного блоку «зовнішня» задача, який розроблено на основі даної математичної моделі;

- розроблений програмний блок із запропованою моделлю також дозволяє виконувати розрахунки постійних і циклічних ПТ ПОС і ЕТ ПОС в сухому повітрі, що необхідно для порівняння з результатами льотних випробувань в сухому повітрі.

3.2 Методика автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються

3.2.1 Розрахунковий елемент і допущення, прийняті при розрахунку протиобмерзачів в «сухому» повітрі та в умовах природного обмерзання

Методика визначає порядок виконання розрахунків для протиобмерзачів поверхонь крила і хвостового оперення на стаціонарному тепловому режимі та

за будь-якого поєднання зовнішніх факторів, а саме:

- тепловий розрахунок протиобмерзачів повітряно-теплової системи протиобмерзання (ПТ ПОС) в «сухому» повітрі;
- розрахунок мас води, що осіла на протиобмерзачі, в умовах природнього обмерзання (УПО);
- тепловий розрахунок протиобмерзачів ПТ ПОС в УПО;
- розрахунок мас води, що випарувалася і затекла.

Попередньо виконуються:

- розрахунок геометричних характеристик профілю та конструктивних елементів, необхідних для розрахунку параметрів обтікання і теплового розрахунку;
- розрахунок параметрів обтікання профілю і параметрів уловлювання хмарних крапель.

Об'єктом дослідження є ПТ ПОС агрегату (елемента), що включає в себе протиобмерзачі з льодом (або без нього), гофри, камеру, канал, розподільну і підвідні трубопроводи, циклічні клапани.

Розрахунковий елемент - ділянка конструкції ПТ ПОС від входу гарячого повітря в розподільну трубу по осі Z до останнього розрахункового січення (рис. 3.5).

Ділянки в розрахунковому січенні (в площині XOY):

- I ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача від лобової точки до стінки камери по верхній поверхні протиобмерзача;
- II ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача від лобової точки до стінки камери по нижній поверхні протиобмерзача;
- III ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача між стінками камери і каналу по верхній поверхні протиобмерзача;
- IV ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача між стінками камери і каналу по нижній поверхні протиобмерзача.

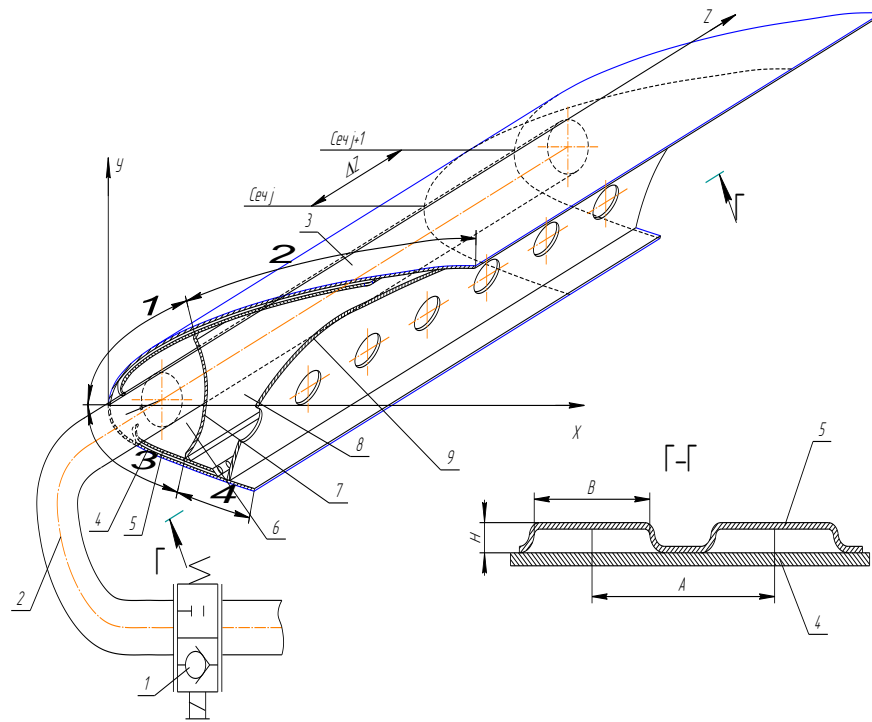


Рисунок 3.5 - Розрахунковий елемент повітряно-теплової системи протиобмерзання:

1 - циклічний клапан; 2 - підвідна труба; 3 - розподільна труба;
 4 - протиобмерзач; 5 - гофр; 6 - камера; 7 - стінка камери; 8 - канал;
 9 - стінка каналу; A , B , H - крок, ширина і висота гофрів, відповідно;
 ΔZ - ділянка між двома розрахунковими (j і $j+1$) січеннями по осі Z .

В результаті розрахунків одержуємо:

- повну температурну характеристику протиобмерзачів в «сухому» повітрі та в УПО з урахуванням теплопровідності матеріалу в будь-які задані моменти часу, в тому числі й на стаціонарному режимі;
- температуру гарячого повітря в гофрах залежно від варіанту конструктивного виконання протиобмерзачів (розрахункової схеми);
- швидкісні та теплові характеристики «зовнішнього» (холодного) і «внутрішнього» (гарячого) потоків повітря;
- маси води, що осіла і випарувалася, а також води, що затекла за поверхні, що обігріваються.

Загальні допущення, прийняті при розрахунку протиобмерзачів в «сухому» повітрі та в умовах природного обмерзання

1. При розрахунках місцевих коефіцієнтів тепловіддачі на поверхні аеродинамічного профілю в критичній його точці носок замінюється вписаним циліндром і плоскою пластиною на решні частині профілю.

2. Для урахування впливу кривизни аеродинамічного профілю в рівняння обтікання плоскої пластини замість швидкості потоку, що набігає, вводиться швидкість повітря на аеродинамічному профілі.

3. Урахування впливу зміни температури поверхні профілю за його довжиною на коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі досягається введенням значення ефективної температури T_{ef} за формулою Еккерта.

4. Теплофізичні характеристики повітря розраховуються за значенням ефективної температури T_{ef} .

5. Густина повітря визначається за барометричним тиском на розрахунковій висоті та значенням T_{ef} .

6. Залежність барометричного тиску незбуреного потоку повітря P_n (кгс/см²) від висоти польоту має вид:

$$P_n = P_o (1 - 0,225694 \cdot 10^{-4} \cdot H)^{5,2533}, \quad (3.54)$$

де $P_o = 1,033$ кгс/см².

7. Для дозвукових польотів ($V < 0,8M$) і висоти польотів до 20 км теплофізичні характеристики повітря - коефіцієнт динамічної в'язкості, питома теплоємність, коефіцієнт теплопровідності - не залежать від барометричного тиску.

8. Коефіцієнт відновлення в прикордонному шарі приймається постійним по всій поверхні профілю і рівним $r = 0,88$.

9. Крок, ширина і висота гофра приймаються постійними на розрахунковій ділянці.

10. Розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі гарячого повітря в гофрах на ламінарному режимі течії (до значення числа Рейнольдса $Re = 2300$, визначеного за характерним розміром, рівним $2h$) проводиться за табульованим теоретичним рішенням Newton, Reynolds and Kraus, одержаним для умов ламінарної течії рідин на початковій ділянці плоскої труби (постійної висоти) при постійній густині теплового потоку на одній стінці та рівної нулю - на іншій.

11. Змінність теплофізичних параметрів впоперек прикордонного шару при охолодженні повітря в гофрі не впливає на коефіцієнти тепловіддачі при розрахунку їх за дійсним значенням температури гарячого повітря.

12. Для врахування видування гарячого повітря вводиться коефіцієнт зміни внутрішньої тепловіддачі, що враховує вплив удару струменя гарячого повітря.

13. Коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі для турбулентного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($Re_i \geq 10000$) визначаються за формулами течії в трубах з урахуванням збільшення тепловіддачі на гідродинамічній початковій ділянці та введенням величини еквівалентного діаметра гофра.

14. Коефіцієнти тепловіддачі для перехідного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($2300 < Re_i < 10000$) визначаються за інтерполяційною логарифмічною прямою (пряма з'єднує значення логарифмів критеріїв Нуссельта ($\lg Nu$), розрахованих для значень критеріїв Рейнольдса $Re = 2300$ і $Re = 10000$).

15. Розрахунок коефіцієнта тепловіддачі $\alpha_{кан}$ в каналі протиобмерзача проводиться за формулами вимушеної конвекції при швидкості повітря в каналі $V_{кан} > 0,1$ м/с або за формулами вільної конвекції при $V_{кан} \leq 0,1$ м/с.

16. Коефіцієнт тепловіддачі в камері протиобмерзача $\alpha_{кам}$, зважаючи на відсутність методики розрахунку, приймається рівним на основі оціночних розрахунків таким $\alpha_{кам} = 30 \dots 50$ Вт/(м²·°К).

17. Критична точка профілю (точка гальмування потоку) в загальному випадку не збігається з лобовою точкою і точкою вдування гарячого повітря.

18. Зона уловлювання хмарних крапель відраховується від лобової точки профілю.

19. Здування води, що осідає на профіль протиобмерзача, враховується введенням безрозмірного розрахункового коефіцієнта здування хмарних крапель $K_{зд}$.

20. Величина змоченої поверхні протиобмерзача залежить від водності хмари і враховується введенням коефіцієнта змочуваності $K_{зм}$.

21. Для циклічної ПОС (рис. 3.6) при розрахунку теплообміну в УПО

спочатку розраховуються маса і товщина льоду за час холодної частини циклу (ножа). Теплообмін з шаром льоду визначається до моменту скидання льоду.

Після скидання льоду шар льоду вважається «прозорим» шаром, тобто з нульовою товщиною. При цьому передбачається, що на відрізок часу прогріву протиобмерзача від початкової температури (початку гарячого циклу, ділянка 1-2) до температури $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ (до моменту часу скидання льоду, ділянка 2-3) товщина льоду змінюється незначно.

22. Час розрахунку для ПОС постійної дії відповідає часу виникнення усталеного режиму для гарячої частини циклу; час холодної частини циклу приймається рівним нулю;

23. При розрахунку теплообміну в УПО враховуються такі питомі теплові потоки:

- q_{α} - питомий конвективний тепловий потік, що передається від протиобмерзача (або льоду) до зовнішнього повітря;

- q_{β}^* - питомий тепловий потік від аеродинамічного нагрівання до протиобмерзача або льоду;

- q_n - питомий тепловий потік на нагрівання водяної плівки, що осідає на протиобмерзачі;

- q_{β} - питомий тепловий потік на випаровування водяної плівки, що осідає на протиобмерзачі.

24. При розрахунку теплообміну в УПО не враховуються такі питомі теплові потоки:

- від кінетичного нагрівання рідини;

- від випромінювання поверхні протиобмерзача;

- від кристалізації переохолоджених крапель на поверхні.

25. Розрахунок нестационарного теплового стану ПТ ПОС агрегату (елемента) виконується чисельними методами, заснованими на дискретизації часу і простору.

26. Допущення дискретизації, прийняті при розрахунку нестационарного теплового стану ПТ ПОС чисельними методами:

- елементарні об'єми (за твірною S) повітря, металу, льоду (води) розглядаються як ланки із скупченими параметрами з розрахунковою точкою в геометричному центрі об'єму;

- температура протиобмерзача і температура повітря в гофрі в межах елементарної розрахункової ділянки ΔS за твірною профілю змінюються за лінійним законом;

- температури льоду, стінки протиобмерзача, гофра, стінки камери, каналу, розподільної труби вважаються постійними в межах елементарного об'єму по осі Z ;

- для протиобмерзача розраховується двомірна задача, тобто теплові потоки враховуються в напрямку твірної протиобмерзача S , а також по нормалі до нього;

- перетікання тепла по льоду враховуються тільки по нормалі до нього;

- теплова інерційність повітря в гофрі та розподільній трубі не враховується;

- теплофізичні характеристики повітря і металу постійні в межах розрахункового кроку часу;

- теплофізичні характеристики льоду, крім густини, постійні; густина визначаються залежно від температури;

- кількість переданого тепла по нормалі до поверхні протиобмерзача на ділянці ΔS віднесено до кроку гофра;

- комплекс рівнянь для розглянутого елемента вирішується методом прогону в явному виді, тобто в розрахунку використовуються всі змінні параметри в поточному часовому кроці (а не з попереднього, як в інших чисельних методах), що забезпечує дуже високу сталість рахунку.

3.2.2 Побудова геометричної моделі конструктивних елементів повітряно-теплової системи протиобмерзання, що входять до розрахункового елемента

Основні вимоги до завдання геометрії розрахункового елемента, реалізовані в даній математичній моделі:

1. Профіль по довжині елемента передбачається геометрично подібним (відносна товщина $C = const *$; $Y = F(X) = const *$), тобто хорда змінюється по довжині елемента за лінійним законом.

2. Розрахунок елемента виконується в необхідних (розрахункових) січеннях по довжині елемента (осі Z , рис. 3.5). Склад елементів профілю січення XOY наведено на рис. 3.5.

3. Першим розрахунковим січенням є січення входу гарячого повітря в розподільну трубу, воно може бути вибрано довільно. Для того, щоб останнє січення могло бути задано довільно і виконувалася вимога зміни витрати повітря по довжині протиобмерзача за лінійним законом, задається загальна довжина розподільної труби (рис. 3.5).

4. Розрахунковою ділянкою ΔZ по довжині елемента (осі Z) є ділянка між двома розрахунковими січеннями ($j, j + 1$).

5. Довжини розрахункових ділянок по осі Z і їх кількість (N_j) задаються довільно (наприклад, в місцях встановлення датчиків температур при льотних випробуваннях).

6. Для визначення геометричних параметрів елементів кожного розрахункового січення профілю по осі Z і побудови січень ПОС задаються координати стінок камери і каналу в першому ($j = 1$) і останньому ($j = N_j$) розрахункових січеннях. Положення стінки камери і каналу на профілі задається, відповідно, трьома координатами:

- проекцією на вісь X координат стінок верхньої поверхні;
- проекцією на вісь X координат стінок нижньої поверхні;
- координатами стінок по осі X для $Y = 0$.

Приймається, що зміна цих параметрів по довжині елемента (осі Z) виконується за лінійним законом.

7. Матеріал і товщина стінок елементів (3, 4, 5, 7, 9) на всіх розрахункових ділянках N_j задаються постійними.

8. Геометричні параметри гофрів (крок, ширина, висота) розрахункової ділянки (між січеннями j і $j + 1$) вважаються постійними, але для кожної роз-

рахункової ділянки можуть бути змінними і задаються окремо для верхньої та нижньої поверхонь в кожному розрахунковому січенні.

9. Проекція на протиобмерзач точки видування гарячого повітря з розподільної труби задається змінною в кожному j -му розрахунковому січенні.

Точка видування служить початком відліку руху гарячого повітря уздовж поверхні протиобмерзача в січенні (по осі S).

10. Для розрахунку конструкцій ПОС, в яких гофри відстоять від точки видування більш ніж на характерний розмір ($2H$, де H - висота гофра), додатково задаються координати точок входу гарячого повітря в гофри (змінними для кожного розрахункового січення елемента по осі Z окремо для верхньої і нижньої поверхонь профілю).

11. Для розрахунку теплового стану різних конструктивних виконань ПОС, в тому числі ПОС з безгофровими ділянками, для кожного j -го січення задаються координати початку і кінця відсутності гофра.

Побудова геометричних характеристик січень повітряно-теплових систем проти обмерзання:

1. Автоматизована геометрична побудова ПТ ПОС кожного розрахункового січення виконується за загальними вихідними даними елемента і за даними кожного січення відповідно до вимог, зазначених у п. 2.

2. Для визначення теплового стану ПТ ПОС в розрахункових січеннях елемента по осі Z послідовно будуються геометричні характеристики всіх конструктивних елементів, що входять в січення профілю.

3. За заданими вихідними (від 0 до 100 % по осі X) координатам профілю у виді значень $Y_{зад,i} = f(\bar{X}_{зад,i})$, хордами на вході та виході розрахункового елемента, куту стрілоподібності та довжинах ділянок між його розрахунковими січеннями (по передній кромці елемента) для кожного січення визначаються методом подібності хорда та абсолютні координати профілю $Y_{роз,j,i} = f(X_{роз,j,i})$.

Перерахунок координат по довжині протиобмерзача (осі S) виконується за

формулою:

$$\Delta S_{зад\ j,i} = S_{зад\ j,i-1} + \Delta S_{зад\ j,i} \quad (3.55)$$

де

$$\Delta S_{зад\ j,i} = \sqrt{(X_{зад.i} - X_{зад.i-1})^2 + (Y_{зад.i} - Y_{зад.i-1})^2} \quad (3.56)$$

4. Будується розрахункова поверхня протиобмерзача - поверхня ПОС:

- виконується розбиття поверхні ПОС на елементарні розрахункові відрізки $\Delta S_{роз.j,i}$ з початком координат в лобовій точці (точці, відносно якої задано вихідний профіль), і заданими неявно (фіксованими) значеннями координат елементарних відрізків $X_{роз.j,i}$, після чого за значеннями $Y_{зад.i} = f(\bar{X}_{зад.i})$ методом сплайн-інтерполяції визначаються значення $Y_{роз.j,i} = f(\bar{X}_{роз.i})$ і $S_{роз.j,i} = f(\bar{X}_{роз.i})$;

- до моменту побудови ПОС визначаються значення відносних тисків $P_{ip} = f(\bar{X}_{ip})$ і локальних коефіцієнтів уловлювання хмарних крапель $E_{лок.іe} = f(S_{іe})$ у відповідних дискретних точках (i_p й i_e) та по різних осях (відповідно, \bar{X} і \bar{S});

- методом сплайн-інтерполяції виконується перерахунок цих параметрів у виді функцій $\bar{P}_{роз.j,i} = f(S_{роз.j,i})$ і $E_{роз.j,i} = f(S_{роз.j,i})$;

- за вихідними значеннями координат камери і каналу методом подібності для кожного січення визначаються границі кінця камери і каналу на верхній та нижній поверхнях ($S_{кам.в_j}, S_{кам.н_j}, S_{кан.в_j}, S_{кан.н_j}$).

5. На побудовану розрахункову ($S_{роз.j,i}$) сітку кожного j -го січення накладаються (вставляються) такі додаткові координати точок, що характеризують ПОС січення:

5.1. Координати точок, що задаються:

- точка видування гарячого повітря;
- координати входу гарячого повітря в гофри для верхньої і нижньої поверхонь;

- координати входу гарячого повітря в гофри по верхній і нижній поверхнях;

- додаткові точки (наприклад, координати точок препарування);
- початкова і кінцева координати відсутності гофра;

5.2. Розрахункові точки:

- кінець зони осідання хмарних крапель по верхній і нижній поверхням;
- критична точка;
- границі кінця камери і каналу по верхній і нижній поверхнях.

6. Оскільки розрахунок теплового стану ПОС («зовнішня» задача) повинен виконуватися в системі координат по осі S з початком координат в критичній точці, то виконується перерахунок всіх заданих і попередньо розрахованих параметрів (розподіл тиску $P = f(X)$, локальних коефіцієнтів $E_{лок} = F(S)$) відносно критичної точки по осі S .

7. Будується розрахункове j -е січення профілю по ділянках k відносно осі S (кількість ділянок $N_k = 4$). При цьому виконується розбиття на елементарні розрахункові відрізки ΔS .

8. Розбиття січення поверхні протиобмерзача (по осі S) на ділянки виконується відповідно до схеми, представленої на рис. 3.5, де границі ділянок визначаються положенням стінок камери і каналу на верхній і нижній поверхнях профілю:

- I ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача від точки видування до стінки камери по верхній поверхні протиобмерзача;
- II ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача від точки видування до стінки камери по нижній поверхні протиобмерзача;
- III ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача між стінками камери і каналу по верхній поверхні протиобмерзача;
- IV ділянка - відрізок поверхні протиобмерзача між стінками камери і каналу по нижній поверхні протиобмерзача.

9. Спочатку початком координат служить лобова точка (відносно якої за-

дано вихідний профіль), в подальшому виконується перебудова координат відносно критичної точки з першою точкою i -ої розрахункової ділянки ($S_{j,k} = S_{1,1}$) в точці видування гарячого повітря (результати теплового розрахунку видаються відносно лобової та критичної точок).

10. Після розбиття профілю на елементарні відрізки по ділянках відносно осі S обчислюються такі геометричні характеристики елементів січення ПОС:

- висота стінки камери;
- висота стінки каналу;
- площа камери;
- площа каналу;
- діаметр еквівалентного каналу;
- діаметр еквівалентного циліндра.

11. Визначаються теплофізичні характеристики матеріалів (густина, теплоємність, теплопровідність) розрахункового елемента: стінок підводної і розподільної труб, протиобмерзача, гофра, стінки між камерою і каналом, зовнішньої стінки каналу, ізоляції. Ці параметри задаються неявно (у виді типу матеріалів). Самі ж теплофізичні характеристики вказуються в банку даних матеріалів (текстовому файлі), який поповнюється у міру появи нових матеріалів.

Методи розрахунку деяких конструктивних параметрів системи протиобмерзання в розрахункових січеннях по осі Z

1. Обчислення критичної точки.

Відповідно до методики, описаної в п. 3.4, визначаються значення відносних тисків $\bar{P}_{ip} = f(\bar{X}_{ip})$. Координата критичної точки визначається через рівняння параболи поблизу екстремуму функції $\bar{P}_{ip} = f(\bar{X}_{ip})$.

2. Обчислення висоти стінки камери і висоти стінки каналу.

В загальному виді конструкцію стінок камери представлено на рис. 3.6.

Кривизною стінок камери і каналу нехтуємо.

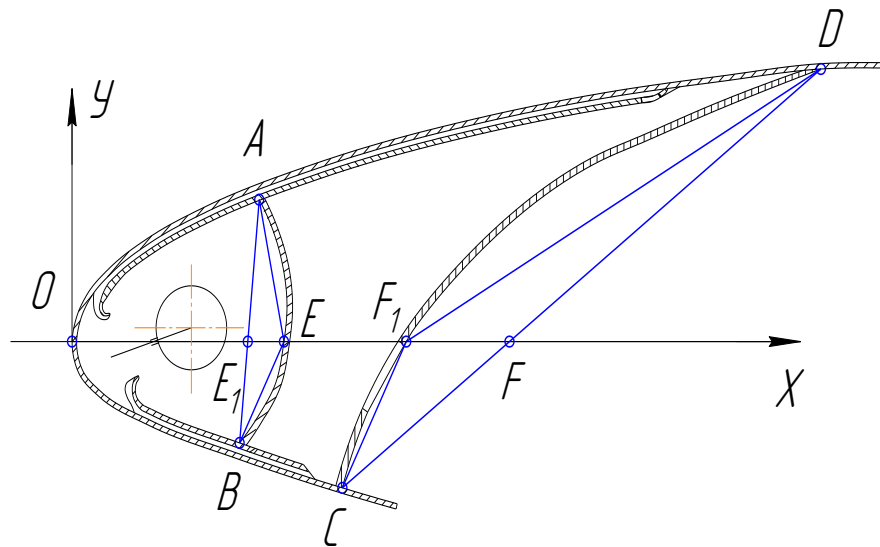


Рисунок 3.6 - Схема обчислень висоти стінок камери і каналу

Висота стінки камери $h_{ст.кам}$ обчислюється за формулою:

$$h_{ст.кам} = AE + BE, \quad (3.57)$$

де

$$AE = \sqrt{AE_1^2 + EF_1^2}, \quad (3.58)$$

$$BF = \sqrt{BE_1^2 + EF_1^2}. \quad (3.59)$$

Висота стінки каналу обчислюється за формулою:

$$h_{ст.кан} = AE + BE, \quad (3.60)$$

де

$$AE = \sqrt{AE_1^2 + EF_1^2}, \quad (3.61)$$

$$BF = \sqrt{BE_1^2 + EF_1^2}. \quad (3.62)$$

3. Обчислення площі камери.

Площа прохідного січення камери обчислюється як сума елементарних площ в камері відносно осі OX , розрахованих окремо для верхньої $S_{кам.в}$ і нижньої $S_{кам.н}$ поверхонь профілю без площі розподільної труби $S_{роз.тр}$:

$$S_{кам} = S_{кам.в} + S_{кам.н} - S_{роз.тр}, \quad (3.63)$$

де

$$S_{кам.в} = \sum_{i=N_{кам.в}}^I \Delta S_{кам.в_i} + S_{\Delta E_1 A E}; \quad (3.64)$$

$$S_{кам.н} = \sum_{i=N_{кам.н}}^I \Delta S_{кам.н_i} + S_{\Delta E_1 B E}; \quad (3.65)$$

$$S_{роз.тр} = \pi \cdot d_{роз.тр}^2 \quad (3.66)$$

Елементарні площі розраховуються за формулою трапецій.

4. Обчислення площі каналу.

Площа каналу обчислюється як сума елементарних площ в каналі, розрахованих за формулою трапецій відносно осі OX окремо для верхньої $S_{кан.в}$ і нижньої $S_{кан.н}$ поверхонь профілю

$$S_{кан} = S_{кан.в} + S_{кан.н}, \quad (3.67)$$

де для увігнутих стінок:

$$S_{кан.в} = \sum_{i=N_{кан.в}}^I \Delta S_{кан.в_i} - S_{\Delta F_1 D F}; \quad (3.68)$$

$$S_{кан.н} = \sum_{i=N_{кан.н}}^I \Delta S_{кан.н_i} - S_{\Delta F_1 C F}; \quad (3.69)$$

для опуклих стінок:

$$S_{кан.в} = \sum_{i=N_{кан.в}}^I \Delta S_{кан.в_i} + S_{\Delta F_1 D F}; \quad (3.70)$$

$$S_{кан.н} = \sum_{i=N_{кан.н}}^I \Delta S_{кан.н_i} + S_{\Delta F_1 C F}. \quad (3.71)$$

5. Еквівалентний діаметр камери $D_{екв.кам}$ і еквівалентний діаметр каналу $D_{екв.кан}$ визначаються за відповідними значеннями площ камери і каналу:

$$D_{екв.кам} = \sqrt{\frac{\pi \cdot S_{кам}}{4}}; \quad (3.72)$$

$$D_{екв.кан} = \sqrt{\frac{\pi \cdot S_{кан}}{4}}. \quad (3.73)$$

6. Обчислення діаметра еквівалентного циліндра.

Діаметр еквівалентного циліндра $D_{екв.цил}$ визначається через рівняння кола з умови, що через три точки можна провести тільки одне коло. Першою такою точкою вважається лобова точка; дві інші визначаються, виходячи з умови вписаного кола (із заданою точністю для верхньої і нижньої поверхонь).

3.2.3 «Зовнішня» задача

Під «зовнішньою» задачею розуміється визначення всіх параметрів, які є вихідними для математичної моделі нестационарного тепломасообміну.

«Зовнішня» задача включає в себе:

- розрахунок місцевих відносних швидкостей обтікання аеродинамічного профілю \bar{P} ;
- розрахунок зон уловлювання хмарних крапель і коефіцієнтів уловлювання (загального і місцевих);
- розрахунок зовнішніх коефіцієнтів тепловіддачі на поверхні протиобмерзача $\alpha_{нв}$;
- розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в гофрі α_g ;
- розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в каналі $\alpha_{кан}$;
- розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в камері $\alpha_{кам}$;
- розрахунок падіння температури в підвідній трубі;
- розрахунок мас води, що осіла, випарувалася і затекла.

3.2.4 Математична модель розрахунку коефіцієнтів тепловіддачі

Визначення швидкісних і теплофізичних характеристик для розрахунку коефіцієнтів зовнішньої тепловіддачі $\alpha_{\text{нв}}$

У кожному i -му січенні верхньої (нижньої) поверхні протиобмерзача визначається місцева швидкість на границі прикордонного шару:

$$V_{1i} = V_0 \sqrt{1 - \bar{P}_i}, \quad (3.74)$$

де \bar{P}_i визначається в розрахунку місцевих відносних швидкостей обтікання.

Швидкість при наявності стрілоподібності профілю визначається за формулою:

$$V_0 = V_{\text{ср}} \cdot \cos \chi. \quad (3.75)$$

Ефективна температура на границі прикордонного шару:

$$T_{\text{еф.}i} = \frac{(t_{\text{нв}} + 273) + T_{\text{но.}i}}{2}. \quad (3.76)$$

Визначаються теплофізичні характеристики потоку повітря (зовнішнього), що набігає, ρ , μ , c_p , λ (густина, в'язкість, теплоємність і теплопровідність, відповідно) і критерії подібності Рейнольдса (Re) і Прандтля (Pr):

$$\rho_i = \frac{P_{\text{н}}}{RT_{\text{еф.}i}} = \frac{P_{\text{н}}}{29,2 \cdot T_{\text{еф.}i}}, \quad (3.77)$$

де $[P_{\text{н}}] = \text{кгс/м}^2$;

$$\mu_i = 16,79 \sqrt{1 + 0,003665 t_{\text{еф.}i}} (1 + 0,0008 t_{\text{еф.}i})^2 \cdot 10^{-6}, \quad (3.78)$$

де $t_{\text{еф.}i} = (T_{\text{еф.}i} - 273)$, °C; $c_p = 1000$ Дж/(кг·°K) для діапазону температур $-50 \dots +100$ °C;

$$\lambda_i = 0,0203 \frac{398}{T_{\text{еф.}i} + 125} \left(\frac{T_{\text{еф.}i}}{273} \right)^{1,5}; \quad (3.79)$$

$$Re_i = \frac{V_i \cdot l_i \cdot \rho_i}{\mu_i}; \quad (3.80)$$

$$Pr_i = \frac{\mu_i \cdot Cp}{\lambda_i}, \quad (3.81)$$

де l_i - характерний розмір поверхні, який визначається для критичної точки як $l_i = D_{екв}$, а для всіх інших точок $l_i = S_i$ і означає довжину за твірною профілю від критичної точки до i -го січення.

Розрахункові формули коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі для критичної точки

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила і хвостового оперення з кутом стрілоподібності $\chi < 30^\circ$ і за величини критерію Рейнольдса $Re_i < 2 \cdot 10^5$:

$$\alpha_0 = 1,04 \frac{\lambda_i}{D_{екв}} Re_i^{0,5} Pr_i^{0,33}. \quad (3.82)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила і хвостового оперення з кутом стрілоподібності $\chi < 30^\circ$ і за величини критерію Рейнольдса $2 \cdot 10^6 > Re_i > 2 \cdot 10^5$:

$$\alpha_0 = 0,026 \frac{\lambda_i}{D_{екв}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}. \quad (3.83)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі:

$$\alpha_0 = 0,063 \frac{\lambda_i}{D_{екв}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33} \quad (3.84)$$

- для крила і хвостового оперення з кутом стрілоподібності $\chi \leq 30^\circ$ і за величини критерію Рейнольдса $Re_i > 2 \cdot 10^6$;

- із стрілоподібністю $\chi > 30^\circ$ і за величини критерію Рейнольдса $Re_i > 2 \cdot 10^5$;

- для січень, розташованих в зоні дії гвинтів, які створюють високу початкову турбулентність.

Розрахунок коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі на поверхні протиобмерзача

Визначаються критерії Рейнольдса Re_i для кожного i -го січення за дійсним значенням швидкості потоку, що набігає, і за критерієм Прандтля.

Визначається відстань за твірною профілю від критичної точки до січення, в якому критерій Рейнольдса $Re_i = 0,5 \cdot 10^6$:

$$S_{l_i} = S_i + \frac{Re_l - Re_i}{Re_{i+1} - Re_i} \cdot (S_{i+1} - S_i), \quad (3.85)$$

де

$$Re_i = \frac{V_i \cdot S_i \cdot \rho_i}{g \cdot \mu_i}, \quad (3.86)$$

$$Re_{i+1} = \frac{V_{i+1} \cdot S_{i+1} \cdot \rho_{i+1}}{g \cdot \mu_{i+1}}. \quad (3.87)$$

Визначається відстань за твірною профілю від критичної точки до січення, в якому критерій Рейнольдса $Re_T = 2 \cdot 10^8$:

$$S_T = \frac{Re_T \cdot \mu_i}{V_i \cdot \rho_i}. \quad (3.88)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для зони ламінарної течії ($S_i < S_l$) за формулою:

$$\alpha_{нв_i} = 0,332 \frac{\lambda_i}{S_i} Re_i^{0,5} Pr_i^{0,33}. \quad (3.89)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для зони турбулентної течії ($S_i > S_m$):

$$\alpha_{нв_i} = 0,0285 \frac{\lambda_i}{S_i} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33} \quad (3.90)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для перехідного режиму ($S_l < S_i < S_m$) за апроксимаційною прямою, що з'єднує значення $\alpha_{1,l}$ і $\alpha_{1,T}$:

$$\alpha_{нв_i} = \alpha_{нв_l} + \Delta \alpha_{нв_i}, \quad (3.91)$$

де

$$\Delta\alpha_{нвi} = C(S_i - S_l); \quad (3.92)$$

$$C = \frac{\alpha_{нвT} - \alpha_{нвл}}{S_T - S_l}. \quad (3.93)$$

На ділянці переходу від ламінарної течії до турбулентної коефіцієнти тепловіддачі на профілі апроксимуються прямою, що з'єднує значення коефіцієнта тепловіддачі в кінці зони ламінарного обтікання і значення коефіцієнта тепловіддачі на початку зони турбулентного обтікання.

Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі гарячого повітря в гофрі α_2

Визначаються критерії Рейнольдса Re_i і Прандтля Pr_i в кожному i -му січенні гофра:

$$Re_i = \frac{G_n \cdot d_{екв}}{3600 \cdot b \cdot h \cdot \mu_i} \quad (3.94)$$

де $d_{екв} = 2h$ - характерний розмір.

Теплофізичні характеристики μ_i , λ_i залежно від температури гарячого повітря в гофрі визначаються за формулами, наведеними вище.

Для січення видування гарячого повітря ($S_i < S_{\partial\partial}$) приймається повна витрата повітря $G_{n\Sigma} = G_{н.вер} + G_{н.ниж}$, для інших січень - або $G_{н.вер}$, або $G_{н.ниж}$.

Проводиться аналіз критерію Рейнольдса Re_i і вибір розрахункових формул; для значень критерію Рейнольдса $Re_i \leq 2300$ визначаються значення критерію Пекле $Pe_i = Re_i Pr_i$, а також комплекс $\frac{1}{Pe_i} \cdot \frac{(S_i - S_{\partial\partial})}{2h}$.

Критерій Нуссельта (Nu) для ламінарного режиму течії повітря визначається за таблицею 3.1

Для січення профілю протиобмерзача, на якому виконується вхід гарячого повітря в гофр ($S_i = S_{\partial\partial}$), відношення $\frac{S_i - S_{\partial\partial}}{2h}$ приймається рівним 1.

У таблиці 3.1 наведено результати рішення рівняння теплопередачі на

початковій гідродинамічній ділянці плоскої труби при постійному тепловому потоці на одній стінці і рівному нулю на іншій. Відносна довжина гідродинамічної початкової ділянки приймається $\frac{L_{н.д\dot{л}}}{d_{екв}} = 0,0113 Re$

Таблиця 3.1 – Значення критерію Нуссельта (Nu) для ламінарного режиму течії повітря

$\frac{S_i - S_{\delta\delta}}{(Pe \cdot d_{екв}) \cdot 10^4}$	Критерій Нуссельта (Nu)	$\frac{S_i - S_{\delta\delta}}{(Pe \cdot d_{екв}) \cdot 10^4}$	Критерій Нуссельта (Nu)
1	52,6	20	14,0
2	39,4	30	10,0
3	31,4	50	9,6
5	25,0	100	7,7
8	20,2	200	6,8
10	18,5	300	5,9
12	16,5	от 500	5,4

Визначаються коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі в i -му січенні для ламінарного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($Re_i \geq 2300$):

$$\alpha_{2i} = Nu_i \frac{\lambda_i}{d_{екв}} \quad (3.95)$$

Визначаються коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі в i -му січенні для турбулентного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($Re_i \leq 10000$):

$$\alpha_{2i} = \frac{\lambda_i}{d_{екв}} \cdot 0,022 Re_i^{0,8} \cdot Rr_i^{0,43} \cdot \varepsilon_{Li} \quad (3.96)$$

де ε_{Li} - коефіцієнт, що враховує збільшення тепловіддачі на гідродинамічній початковій ділянці гофра:

$$\varepsilon_{Li} = \frac{1,38}{\left[\frac{(S_i - S_{\delta\delta})}{d_{екв}} \right]^{0,12}} \quad (3.97)$$

при $\frac{(S_i - S_{\delta\delta})}{d_{екв}} > 15$, $\varepsilon_{Li} = 1$.

Визначаються коефіцієнти тепловіддачі в i -му січенні для перехідного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($2300 < Re_i < 10000$) за інтерполяційною

логарифмічною прямою, що з'єднує значення логарифмів критеріїв Нуссельта $\lg Nu$), які розраховані для значень критеріїв Рейнольдса $Re = 2300$ і $Re = 10000$.

Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі в каналі протиобмерзача $\alpha_{кан}$

Для середовищ, у яких критерій Прандтля $Pr > 0,5$, в тому числі й для повітря, при розрахунку середнього коефіцієнта тепловіддачі використовується формула:

$$\overline{Nu} = C(PrGr)^n, \quad (3.98)$$

де коефіцієнти C і n визначаються за таблицею 3.2.

Таблиця 3.2 – Коефіцієнти C і n для розрахунку за формулою (3.98)

$Pr \cdot Gr$	C	n
До 10^{-3}	0,45	0
Від 10^{-3} до $5 \cdot 10^2$	1,18	0,125
Від $5 \cdot 10^2$ до $2 \cdot 10^7$	0,54	0,250
Понад $2 \cdot 10^7$	0,135	0,333

Задаються значення температури повітря в каналі й перепад температури між гофром (або протиобмерзачем) і температурою повітря в каналі:

$$t_{кан} = (t_{нв} + 50)^\circ C; \quad (3.99)$$

$$\Delta t = |t_{23} - t_{кан}| = |t_n - (50 \dots 70)^\circ C + (t_{нн} + 50)^\circ C|. \quad (3.100)$$

Визначається добуток критеріїв Прандтля і Грасгофа:

$$Pr \cdot Gr = \frac{g \cdot l^3}{\nu \cdot \alpha_n} \cdot \beta \cdot \Delta t = A \cdot l^3 \cdot \Delta t, \quad (3.101)$$

де α_n - коефіцієнт температуропровідності повітря, ν - швидкість повітря в каналі, м/с; l - вигнутий розмір, м (приймається рівним довжині за твірною профілю на ділянці каналу); A – комплекс (визначається за таблицею 3.3 залежно від температури повітря в каналі):

$$A = \frac{g \cdot \beta}{v \cdot a_n} \quad (3.102)$$

Таблиця 3.3 – Комплекс A залежно від температури повітря в каналі

$t_{кан}, ^\circ\text{C}$	0	50	100	200	300
$A \cdot 10^8$	1,4000	0,6440	0,3380	0,1170	0,0408

Визначається середній коефіцієнт тепловіддачі повітря в каналі:

$$\bar{\alpha}_{кан} = \overline{Nu} \frac{\lambda}{l} \quad (3.103)$$

Визначаються коефіцієнти тепловіддачі повітря в каналі:

- для верхньої поверхні профілю приймається $\bar{\alpha}_{кан в} = \bar{\alpha}_{кан} \cdot 0,7$;

- для нижньої поверхні профілю приймається $\bar{\alpha}_{кан н} = \bar{\alpha}_{кан} \cdot 1,3$.

При швидкості повітря в каналі ($V_{кан} > 0,1$ м/с) розрахунок коефіцієнта тепловіддачі в каналі здійснюється за формулою вимушеної конвекції:

$$\bar{\alpha}_{кан} = B \left(\frac{\rho \cdot V_{кан}}{D_{кан}} \right)^{0,5}, \quad (3.104)$$

де B - комплекс (визначається за таблицею 3.4); $D_{кан}$ - еквівалентний діаметр каналу, м:

$$B = 0,67 \frac{\lambda \cdot Pr^{0,33}}{\mu^{0,5}}; \quad (3.105)$$

$$D_{кан} = \frac{4F_{кан}}{\Pi}. \quad (3.106)$$

Таблиця 3.4 - Комплекс B залежно від температури повітря в каналі

$t_{кан}, ^\circ\text{C}$	0	50	100	200	300
B	2,94	3,16	3,6	3,72	4,05

Розрахунок коефіцієнта тепловіддачі в камері протиобмерзача $a_{кам}$

В камері протиобмерзача існують струминна течія повітря на виході з роздавальних отворів і невпорядкована вихрова течія в решті її частини, тому теоретично розрахувати коефіцієнт тепловіддачі не представляється можливим.

За результатами вимірів температури стінки камери і температури гарячого повітря в камері та проведених розрахунків оціночна середня величина становить $a_{\text{кам.сер}} = 30 \dots 50 \text{ Вт/мм}^2$.

Розрахунок місцевих відносних швидкостей і відносних тисків обтікання аеродинамічного профілю

Для вирішення рівнянь з пошуку місцевої швидкості на аеродинамічному профілі та розподілу відносних тисків $\bar{P} = f(\bar{X})$ використовується метод вихрового шару.

Розподіл швидкостей і відносних тисків в потоці виконується за значенням кута атаки, проте обтікання профілю визначає значення коефіцієнта підйімальної сили, тому розподіл швидкостей і відносних тисків за необхідним значенням C_y визначається методом послідовних наближень за заданим початковим значенням кута атаки.

Порівняння розрахованих величин швидкості на поверхні крила за даними вказівками відповідно до методики і програмами, що використовуються в ДП «АНТОНОВ», з урахуванням стисливості потоку, дає хороший збіг результатів.

Розрахунок зон уловлювання хмарних крапель і коефіцієнтів уловлювання (загального і місцевих) на аеродинамічних поверхнях залежно від їх геометрії і граничних умов системи «аеродинамічна поверхня - аерозольний потік»

В основі методики розрахунку зон уловлювання хмарних крапель по верхній $S_{\text{ул}_e}$ і нижніх $S_{\text{ул}_n}$ поверхнях протиобмерзача місцевих $E_{\text{лок}_i}$ і загального $E_{\text{ул}}$ коефіцієнтів уловлювання використовуються допущення, наведені в роботі Г.А. Павловец «Методы расчета обтекания сечений крыла идеальным несжимаемым потоком» (Труды ЦАГИ. - Вып. 1344, М. : 1971. – С. 345-346).

Динаміка руху краплі в полі аеродинамічного профілю описується системою нелінійних звичайних диференціальних рівнянь. При їх вирішенні використовується метод Рунге-Кутта з автоматичним вибором кроку.

Одне з основних допущень полягає в тому, що розглядається політ в мо-

нодисперсні хмарі з діаметром переохолоджених крапель води $d_{\text{крап}} = \text{const}$.

Реально в хмарах існує спектр крапель з діаметрами від $d_{\text{крап}} = 4 \dots 20$ мкм до $d_{\text{крап}} = 200 \dots 400$ мкм і більше.

Однак аналіз результатів випробувань літаків в УПО дозволяє зробити висновок, що розрахунки зон уловлювання загальної кількості води (льоду), що осіла на аеродинамічний профіль, проведені при $d_{\text{крап}} = d_{\text{крап.сер.ар}} \approx 18 \dots 25$ мкм (за результатами вимірів в польотах), задовільно збігаються з експериментальними вимірами зон уловлювання і мас льоду (за замальованим і привезеним на землю формам льоду).

У створеній математичній моделі виконується розрахунок параметрів уловлювання профілю в монодисперсному потоці.

Розбиття поля руху краплі на області наведено на рис. 3.7.

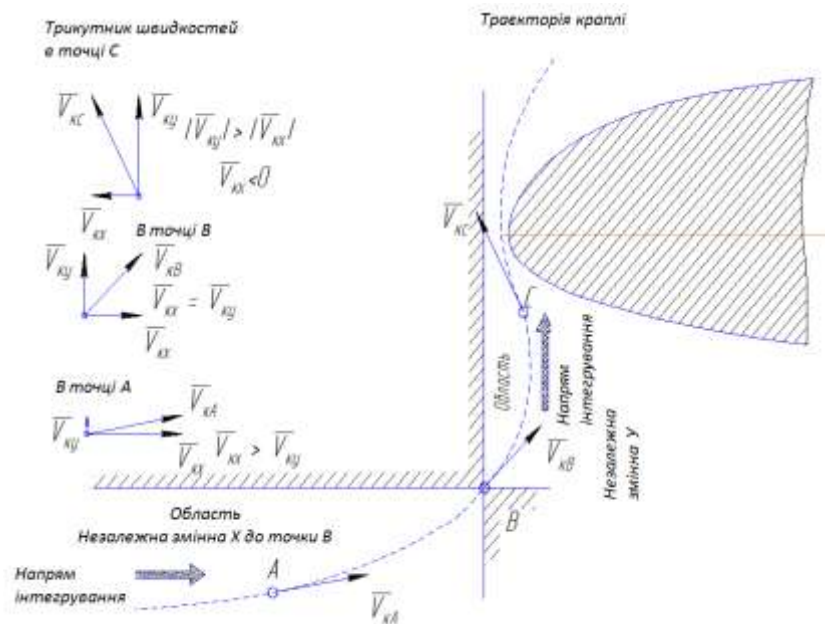


Рисунок 3.7 - Розбиття поля руху краплі на області

Розрахунок траєкторії хмарних крапель виконується методом «прогнозу-корекції» зі змінним кроком інтегрування, в результаті чого формуються значення координат точок зіткнення траєкторій крапель з носовою частиною профілю і визначається число траєкторій, що зіткнулися з профілем (число точок уловлювання), причому за малої кількості точок уловлювання розрахунок зон і

коефіцієнтів уловлювання не виконується.

При визначенні координат границь зон уловлювання здійснюється розрахунок положення точки дотику траєкторії, що пролетіла повз профілю, з контуром профілю. Розрахунок виконується шляхом побудови кубічних парабол, що інтерполюють ділянку контуру профілю і ділянку траєкторії, на якій відстань між траєкторією і профілем мінімальна. Потім за аналітичними формулами обчислюються відстань між цими параболою і координати точок, відстань між якими мінімальна.

Розподіл зон уловлювання і локальних коефіцієнтів уловлювання наведено на рис. 3.8.

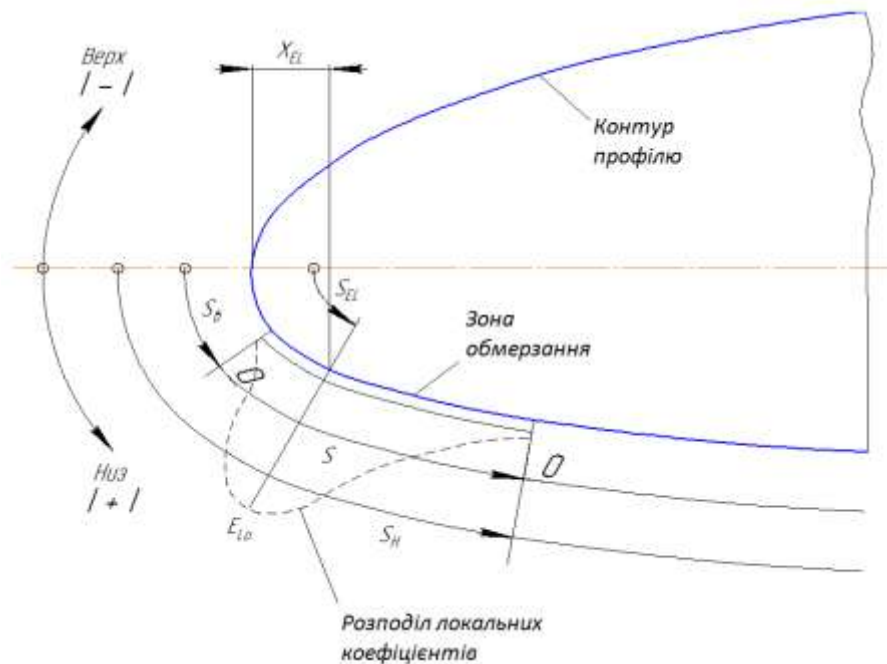


Рисунок 3.8 - Визначення зон уловлювання крапель на контурі профілю

Цей метод не завжди дає сталі рішення.

Для підвищення сталості рішення виконано уточнення розрахункової методики з визначення місцевих коефіцієнтів уловлювання, що дозволило одержати прийнятну точність рівності загального коефіцієнта уловлювання $E_{заг}$

та суми добутку $\sum_{N_{ek}}^I E_{ул_i}$. При точному рішенні має виконуватися рівність:

$$E_{лок} = \sum_{N_{ek}}^1 E_{ул_i}. \quad (3.107)$$

На розрахункові значення $E_{ул_i} = f(S_i)$ значно впливає точність завдання вихідних значень координат $Y_{зад.i} = f(X_{зад.i})$, що характеризують гладкість профілю. Тому при наявності викидів $E_{ул_i} = f(S_i)$ після уточненого розрахунку виконується згладжування одержаної функції $E_{ул_i} = f(S_i)$.

Розрахунок мас води, що осіла, випарувалася і затекла

Визначається теплота паротворення хмарних крапель L_U , Дж/кг:

$$L_U = (-0,0025 \cdot t_{нв} + 2,4975) \cdot 10^6. \quad (3.108)$$

Визначається розрахунковий коефіцієнт здування хмарних крапель $K_{зд.p}$:

$$K_{зд.p} = K'_{зд} \cdot K_{зд}, \quad (3.109)$$

де $K'_{зд}$ - емпіричний коефіцієнт здування, що враховує вплив негативного тиску на профілі протиобмерзача на здування води, що осіла (визначається за таблицею В.5); $K_{зд}$ - коефіцієнт здування, що залежить від температури зовнішнього повітря ($K_{зд} = 1$ при $t_{нв} \leq 20$ °C):

$$K_{зд} = -0,02t_{нв} + 0,6. \quad (3.110)$$

Визначається коефіцієнт змочування поверхні $\xi_{зм}$ за зоною уловлювання:

$$\xi_{зм} = \xi_{зм1} \cdot [-0,5(S_i - S_{ул}) + 0,27]. \quad (3.111)$$

У зоні уловлювання коефіцієнт змочування поверхні визначається залежно від водності ω хмари $\xi_{зм1} = f(\omega)$.

Для кожного розрахункового січення і за твірною профілю масова густина осідання води визначається за формулою:

$$m_i = K_{зд.p} \cdot e_i \cdot \bar{E}_{лок.i} \cdot v_0 \cdot \omega \cdot 10^{-3}. \quad (3.112)$$

Для кожної розрахункової ділянки між січеннями i та $i + 1$ масова швидкість води, що осіла на кроці гофра A :

$$M_{i,i+1}^{oc} = \frac{m_{i+1} + m_i}{2} |S_{i+1} - S_i| \cdot A \cdot 3600. \quad (3.113)$$

Для кожної розрахункової ділянки між січеннями i та $i - 1$ масова швидкість води, що осіла на кроці гофра A :

$$M_{i,i-1}^{oc} = \frac{m_{i-1} + m_i}{2} |S_{i-1} - S_i| \cdot A \cdot 3600. \quad (3.114)$$

Відносно критичної точки сумарні маси води, що осіла на верхній і нижній поверхнях протиобмерзача, визначаються за формулами:

- на верхніх ділянках $i, i + 1$:

$$M_{oc}^e = \sum_0^{S_g} M_{i,i+1}^{oc} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (3.115)$$

- на нижніх ділянках $i, i - 1$:

$$M_{oc}^n = \sum_0^{S_n} M_{i,i-1}^{oc} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (3.116)$$

- в січенні $S_{кр} = 0$:

$$M_{oc}^{кр} = 0. \quad (3.117)$$

Масова швидкість води, що випарувалася на кроці гофра, визначається за формулами:

- на верхніх ділянках $i, i + 1$:

$$M_{i,i+1}^{sun} = \frac{q_{\beta i} + q_{\beta i+1}}{2} \cdot \frac{1}{L_u} |S_{i+1} - S_i| \cdot A; \quad (3.118)$$

- на нижніх ділянках $i, i - 1$:

$$M_{i,i-1}^{sun} = \frac{q_{\beta i} + q_{\beta i-1}}{2} \cdot \frac{1}{L_u} |S_{i-1} - S_i| \cdot A, \quad (3.119)$$

де

$$q_{\beta i} = \alpha_{li} \cdot \xi_i \cdot \frac{0,622 \cdot Lu}{1000} \cdot \frac{(e_{пвЛи} - e_{нв})}{P_H + \bar{P}_i \cdot \frac{P_H}{29,3(t_{нв} + 273)} \cdot \frac{V_0^2}{2 \cdot 9,81}}. \quad (3.120)$$

$$e(t) = 610 \exp \left[7,27 \cdot 10^{-2} \cdot t \left(1 - \frac{t}{300} \right) \right]. \quad (3.121)$$

Сумарні маси води, що випарувалася з верхньої і нижньої поверхонь ви-

значаються за формулами:

- на верхніх ділянках $i, i + 1$:

$$M_{\text{вун}}^e = \sum_0^{S_6} M_{i,i+1}^{\text{вун}} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (3.122)$$

- на нижніх ділянках $i, i - 1$:

$$M_{\text{вун}}^n = \sum_0^{S_n} M_{i,i-1}^{\text{вун}} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (3.123)$$

- в січенні $S_{\text{кр}} = 0$:

$$M_{\text{вун}}^{\text{кр}} = 0 \quad (3.124)$$

Розрахунок маси води, що осіла, випарувалася і затекла, проводиться окремо для верхньої і нижньої поверхонь протиобмерзача.

Лід утворюється на поверхні протиобмерзача, починаючи із січення, в якому маса води, що затекла, більше нуля, а температура поверхні протиобмерзача менше нуля.

Маси води, що затекла у виді льоду, обчислюються за формулами:

- для ділянок верхньої поверхні:

$$M_{\text{зам}}^e = \sum_0^{S_6} (M_{i,i+1}^{\text{ос}} - M_{i,i+1}^{\text{вун}}) \cdot \frac{\tau}{60} + M_{\text{зам},i}^e \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (3.125)$$

- для ділянок нижньої поверхні:

$$M_{\text{зам}}^n = \sum_0^{S_n} (M_{i,i-1}^{\text{ос}} - M_{i,i-1}^{\text{вун}}) \cdot \frac{\tau}{60} + M_{\text{зам},i}^n \cdot \frac{\tau}{60} \quad (3.126)$$

3.2.5 Математична модель нестационарних (що змінюються у часі) теплових процесів

Основні характеристики моделі

Представлено математичну модель нестационарних (що змінюються у часі) теплових процесів в елементах ПТ ПОС (протиобмерзачі, гофрі, розподільній

трубі, гарячій камері, каналі та металевих конструкціях останніх п'яти елементів). Перераховані елементи ПТ ПОС в тепловому відношенні взаємопов'язані та розглядаються в математичній моделі як єдина комплексна теплова система.

Модель на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ ПОС як циклічної, так і постійної дії, в сухому повітрі та в умовах природного обмерзання.

Математична модель призначена для вирішення чисельним методом, заснованим на дискретизації теплових процесів у ПТ ПОС за часом і трьома просторовими вимірами. Модель приведена до виду, зручного для вирішення методом прогону, що характеризується високою сталістю рахунку. Структура моделі дозволила створити на її основі відносно простий, надійний та однаковий алгоритм розрахунку ПТ ПОС.

Граничними умовами на зовнішній границі теплової системи є:

- температура зовнішнього повітря (задається постійною або змінною в часі);
- товщина шару льоду (задається постійною або змінною по поверхні протиобмерзача).

Граничними умовами на внутрішній границі системи є:

- температура гарячого повітря на вході у вхідний шланг (задається);
- витрата гарячого повітря, що змінюється в часі (або характеристики циклічного клапана).

Розроблена математична модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції ПТ ПОС може мати різне конструктивне виконання, а саме: з гофрами і без гофрів, з камерою і каналом або тільки з каналом, з ізоляцією на стінці каналу і камери або без неї. Розрахункову схему моделі наведено на рис. 3.9, 3.10 (на рис. 3.5, 3.9 умовно відсутні шари теплової ізоляції на зовнішніх поверхнях стінок камери і каналу, а також шар льоду на протиобмерзачі).

Підсистема, що включає в себе обшивку протиобмерзача, гофри, розподільну трубу, камеру, канал і теплову ізоляцію, розбивається по довжині агрегату (вісь Z) на відрізки (можуть бути різної довжини) з початком відліку від

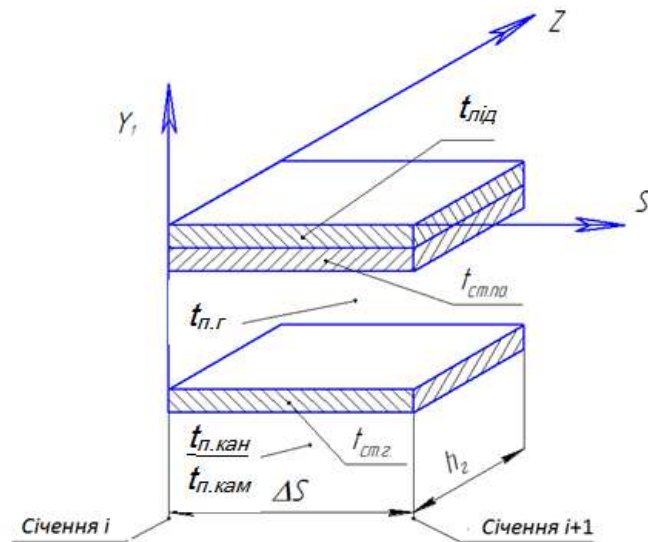


Рисунок 3.10 - Розрахункова схема фрагмента гофра шириною h_2 для j -го січення по осі S (твірна профілю)

З метою аналізу теплового стану конструкції ПТ ПОС і для оцінки збіжності розрахункових теплових балансів, що методично підтверджують достовірність рахунку, розраховуються (в кожен момент часу і в кожній розрахунковій точці) теплові потоки:

- від повітря в гофрі до гофру;
- від повітря в гофрі до протиобмерзача;
- від протиобмерзача до льоду;
- від льоду до зовнішнього повітря;
- від стінки гофра до повітря камери (каналу);
- від повітря в каналі до стінки каналу;
- від стінки каналу до зовнішнього повітря;
- від стінки камери до повітря в каналі;
- від повітря в камері до стінки;
- від повітря в розподільній трубі до стінки труби;
- від стінки труби до повітря в камері.

В моделі реалізована найбільш повна конструктивна схема ПТ ПОС (рис. 3.9). Інші можливі варіанти виконання є окремими випадками і відрізня-

ються від прийнятої схеми відсутністю таких елементів:

- стінки між камерою і каналом;
- гофра (по всій довжині або на окремих ділянках);
- теплової ізоляції на поверхнях стінки камери і каналу.

Відсутні елементи передбачаються в моделі «прозорими» в тепловому і гідравлічному відношенні, тобто хоча вони і розраховуються в загальному комплексі, але на результати розрахунку теплового стану системи не впливають. Аналогічно приймається умова «прозорості» для шару льоду (якщо лід на зовнішній поверхні протиобмерзача відсутній). Такий підхід дозволив створити простий, однаковий і надійний алгоритм рішення для всіх можливих варіантів виконання ПТ ПОС.

Структура задачі

Для розрахунку теплового стану ПТ ПОС відповідно до розрахункової схеми (рис. 3.5-3.7) потрібне застосування тривимірної пов'язаної задачі з розбиттям системи на елементарні розрахункові відрізки: по осі Z - на відрізки ΔZ ; по осі S - на відрізки ΔS ; по осі $Y1$ - на 4 елементарних розрахункових шари (лід, протиобмерзач, повітря гофра, гофр); по осі X - на 6 елементарних розрахункових шари (повітря і стінки для каналу, камери і розподільної труби).

Подібна тривимірна сполучена задача може викликати несталість рахунку. У зв'язку з цим вона розбивається на дві більш прості, двовірні сталі задачі.

Задача 1. Розглядає тепловий стан фрагмента шириною, яка дорівнює кроку гофра, що включає в себе шар льоду, протиобмерзач, повітря в гофрі та гофр (для січення j по осі Z на рис. 3.6, 3.7) (розглядаються плоске січення, перпендикулярне передній кромці, і об'єм на довжині, яка дорівнює кроку гофра). Враховує передачу тепла в напрямку осей $Y1$ і S .

По осі S (за твірною профілю) даний фрагмент розбивається на елементарні відрізки ΔS (можливо різної довжини) з початком відліку від точки входу повітря в гофр (для верхньої і нижньої поверхонь) (рис. 3.7).

По осі $Y1$ (по нормалі до твірної профілю) фрагмент розбивається на еле-

ментарні шари: гофр, повітря в гофре, протиобмерзач, шар льоду.

На рис. 3.8 наведено розрахункову схему i -го (за твірною S) фрагмента, відповідного елементарній поверхні протиобмерзача, що дорівнює добутку відрізка ΔS на крок гофра.

Нестационарний тепловий стан зазначеного i -го фрагмента в моделі визначається такими тепловими потоками:

- від льоду до зовнішнього повітря;
- від протиобмерзача до льоду;
- від гарячого повітря в гофрі до протиобмерзача;
- від гарячого повітря в гофрі до гофру;
- від гофра до повітря в каналі (або в камері залежно від координати по S);
- потоком тепла (перетіканням) по металу від i -го відрізка протиобмерзача до $(i + 1)$ -го та $(i - 1)$ -го відрізків;
- перенесенням тепла з потоком повітря в гофрі від входу до виходу з відрізка ΔS .

Крім того, в моделі враховуються потоки тепла, акумульованого льодом, металом протиобмерзача і гофром.

Основні допущення, прийняті в моделі розглянутого i -го елемента:

- в межах кожного відрізка ΔS лід, протиобмерзач, повітря в гофрі та гофр вважаються елементарними ланками із скупченими параметрами;
- розрахункова точка знаходиться в геометричному центрі елементарної ланки;
- температура повітря в гофрі в межах ΔS змінюється за лінійним законом;
- температура металу в стінці протиобмерзача в межах відрізка ΔS змінюється за лінійним законом;
- температури льоду і гофра вважаються постійними по довжині відрізка ΔS ;
- теплова інерційність повітря в гофрі не враховується;
- перетікання тепла по льоду в напрямку по осі S не враховуються;
- тепловий стан шарів фрагмента (протиобмерзача, льоду і гофра) в моделі описується рівняннями збереження енергії в нестационарній постановці;

- тепловий стан повітря в гофрі описується рівнянням збереження енергії в стаціонарній постановці;

- теплофізичні властивості металу і повітря приймаються постійними в межах розрахункового кроку часу $\Delta \tau$.

Основні розрахункові вирази. Відповідно до прийнятих допущень тепловий стан i -го фрагмента представлено для поточного моменту часу рівняннями збереження енергії в кінцево-різницевого виді для гофра, повітря в гофре, протиобмерзача і льоду (в порядку перерахування шарів), які вирішуються відносно температур в геометричному центрі кожного шару:

$$\begin{cases} A_2 \cdot (t_{cm,z} - t_{cm,z.S}) = -Q_{z1} + Q_{z2} \\ Q_{n,z} - Q_{01} + Q_{z1} = 0 \\ A_{01} \cdot (t_{cm,no} - t_{cm,no.S}) = Q_{01} - Q_{02} - Q_{p01} - Q_{p02} \\ A_{02} \cdot (t_{лід} - t_{лід.S}) = Q_{02} - Q_{лід} \end{cases} \quad (3.127)$$

Розрахункові вирази для використаних теплових потоків:

- потік тепла, акумульований стінкою гофра:

$$Q_{ак,z} = A_2 \cdot (t_{cm,z} - t_{cm,z.S}); \quad (3.128)$$

- потік тепла, акумульований протиобмерзачем:

$$Q_{ак,no} = A_{01} \cdot (t_{cm,no} - t_{cm,no.S}); \quad (3.129)$$

- потік тепла, акумульований шаром льоду:

$$Q_{ак,лід} = A_{02} \cdot (t_{лід} - t_{лід.S}); \quad (3.130)$$

- тепловий потік від повітря камери (каналу) до гофру:

$$Q_{z2} = P_{z2} \cdot (t_{н,кам} - t_{cm,z}); \quad (3.131)$$

- тепловий потік від гофра до повітря в гофрі:

$$Q_{z1} = P_{z1} \cdot (t_{cm,z} - t_{n,z}); \quad (3.132)$$

- тепловий потік, що переноситься повітрям гофра від вхідного січення відрізка ΔS до вихідного (з урахуванням умови $t_{n,z} = 0,5 \cdot (t_{n,z.1} + t_{n,z.2})$):

$$Q_{n,z} = B_z \cdot (t_{n,z.1} - t_{n,z}); \quad (3.133)$$

- тепловий потік від повітря в гофрі до протиобмерзача:

$$Q_{01} = P_{01} \cdot (t_{n,z} - t_{cm,no}); \quad (3.134)$$

- тепловий потік від протиобмерзача до шару льоду:

$$Q_{02} = P_{02} \cdot (t_{cm,no} - t_{лід}); \quad (3.135)$$

- теплове перетікання від поточного відрізка ΔSi до попереднього ΔS_{i-1} :

$$Q_{p01} = PP_{01} \cdot (t_{cm,no} - t_{cm,no.(i-1)}); \quad (3.136)$$

- теплове перетікання від поточного відрізка ΔSi до наступного ΔS_{i+1} :

$$Q_{p02} = PP_{02} \cdot (t_{cm,no} - t_{cm,no.(i+1)}); \quad (3.137)$$

- тепловий потік від шару льоду до зовнішнього повітря:

$$Q_{лід} = P_{03} \cdot (t_{лід} - t_{нв}^*). \quad (3.138)$$

Підставляючи вирази (3.128) - (3.138) в систему рівнянь (3.127), одержуємо:

$$\begin{aligned} A_z \cdot (t_{cm,z} - t_{cm,z.S}) &= P_{z1} \cdot (t_{n,z} - t_{cm,z}) + P_{z2} \cdot (t_{n,кан} - t_{cm,z}); \\ B_z \cdot (t_{n,z.1} - t_{n,z}) + P_{01} \cdot (t_{cm,no} - t_{n,z}) + P_{z1} \cdot (t_{cm,z} - t_{n,z}) &= 0; \\ A_{01} \cdot (t_{cm,z} - t_{cm,no.S}) &= P_{01} \cdot (t_{n,z} - t_{cm,no}) + P_{02} \cdot (t_{лід} - t_{cm,no}) + \\ &+ PP_{01} \cdot (t_{cm,no.(i-1)} - t_{cm,no}) + PP_{02} \cdot (t_{cm,no.(i+1)} - t_{cm,no}); \\ A_{02} \cdot (t_{лід} - t_{лід.S}) &= P_{02} \cdot (t_{cm,no} - t_{лід}) + P_{03} \cdot (t_{нв}^* - t_{лід}); \\ t_{n,z} &= 0,5 \cdot (t_{n,z.1} + t_{n,z.2}). \end{aligned} \quad (3.139)$$

Коефіцієнти, що входять в систему рівнянь (3.139), визначаються за формулами:

$$A_2 = \frac{C_{cm.z.} \cdot \rho_{cm.z.} \cdot \Delta F_2 \cdot \delta_{cm.z.}}{\Delta \tau}; \quad (3.140)$$

$$A_{01} = \frac{C_{cm.no.} \cdot \rho_{cm.no.} \cdot \Delta S \cdot h_2 \cdot \delta_{cm.no.}}{\Delta \tau}; \quad (3.141)$$

$$A_{02} = \frac{C_{лид} \cdot \rho_{лид} \cdot \Delta S \cdot h_2 \cdot \delta_{лид}}{\Delta \tau}; \quad (3.142)$$

$$B_2 = 2 \cdot G_2 \cdot C_{n.z.}; \quad (3.143)$$

$$P_{21} = \frac{F_2}{\frac{\delta_{cm.z.}}{2 \cdot \lambda_{cm.z.}} + \frac{1}{\alpha_2}}; \quad (3.144)$$

$$P_{22} = \frac{F_2}{\frac{\delta_{cm.z.}}{2 \cdot \lambda_{cm.z.}} + \frac{1}{\alpha_{кан.}}}; \quad (3.145)$$

$$P_{01} = \frac{\Delta S \cdot h_2}{\frac{\delta_{cm.no.}}{2 \cdot \lambda_{cm.no.}} + \frac{1}{\alpha_2}}; \quad (3.146)$$

$$P_{02} = \frac{\Delta S \cdot h_2}{\frac{\delta_{cm.no.}}{2 \cdot \lambda_{лид}} + \frac{\delta_{cm.no.}}{2 \cdot \lambda_{лид}}}; \quad (3.147)$$

$$P_{03} = \frac{\Delta S \cdot h_2}{\frac{\delta_{лид}}{2 \cdot \lambda_{лид}} + \frac{1}{\alpha_{нв}}}; \quad (3.148)$$

Приведемо систему рівнянь до форми Коші:

$$\left\{ \begin{array}{l} t_{n.кан} \cdot P_{22} - t_{cm.z} \cdot (A_2 + P_{22} + P_{21}) + t_{n.z} \cdot P_{21} = -A_2 \cdot t_{cm.z.S} \\ t_{cm.z} \cdot P_{21} - t_{n.z} \cdot (B_2 + P_{01} + P_{21}) + t_{cm.no} \cdot P_{01} = -B_2 \cdot t_{n.z.1} \\ t_{n.z} \cdot P_{01} - t_{cm.no} \cdot (A_{01} + P_{01} + P_{02} + PP_{01} + PP_{02}) + t_{лiд} \cdot P_{02} = \\ \quad = -(A_{01} \cdot t_{cm.no.S} + t_{cm.no.(i-1)} \cdot PP_{01} + t_{cm.no.(i+1)} \cdot PP_{02}) \\ t_{cm.no} \cdot P_{02} - t_{лiд} \cdot (A_{02} + P_{02} + P_{03}) + t_{нв}^* \cdot P_{03} = -t_{лiд.S} \cdot A_{02} \end{array} \right. \quad (3.149)$$

Додатковим індексом S тут позначені параметри, що відносяться до попереднього розрахункового кроку часу.

Приведемо систему рівнянь (3.149) до виду, зручного для вирішення методом прогону:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1 \cdot y_0 - C_1 \cdot y_1 + B_1 \cdot y_2 = -F_1 \\ A_2 \cdot y_1 - C_2 \cdot y_2 + B_2 \cdot y_3 = -F_2 \\ A_3 \cdot y_2 - C_3 \cdot y_3 + B_3 \cdot y_4 = -F_3 \\ A_4 \cdot y_3 - C_4 \cdot y_4 + B_4 \cdot y_5 = -F_4 \end{array} \right. \quad (3.150)$$

Вхідні в систему рівнянь (3.150) змінні y в методі прогону є температурами в розрахункових шарах і на границях:

$$\left\{ \begin{array}{l} y_0 = t_{кан} \\ y_1 = t_{cm.z} \\ y_2 = t_{n.z} \\ y_3 = t_{cm.no} \\ y_4 = t_{лiд} \\ y_5 = t_{нв}^* \end{array} \right. \quad (3.151)$$

Постійні коефіцієнти прогону мають вид:

$$\begin{aligned}
A_1 &= P_{22}; & A_3 &= B_2; \\
D_1 &= A_2; & D_3 &= A_{01}; \\
B_1 &= P_{21}; & B_3 &= P_{02}; \\
C_1 &= A_1 + D_1 + B_1; & C_3 &= A_3 + D_3 + B_3 + PP_{01} + PP_{02}; \\
F_1 &= D_1 \cdot t_{cm.2.S}; & F_3 &= D_3 \cdot t_{cm.no.S} + t_{cm.no.(i-1)} \cdot PP_{01} + t_{cm.no.(i+1)} \cdot PP_{02}; \\
\\
A_2 &= P_{21} = B_1; & A_4 &= B_3; \\
D_2 &= B_2; & D_4 &= A_{02}; \\
B_2 &= P_{01}; & B_4 &= P_{03}; \\
C_2 &= A_2 + D_2 + B_2; & C_4 &= A_4 + D_4 + B_4; \\
F_2 &= D_2 \cdot t_{n.21}; & F_4 &= t_{nid.S} \cdot A_{02}
\end{aligned}
\tag{3.152}$$

Система рівнянь (3.150) для розглянутого i -го елемента вирішується стандартним методом прогону в явному виді. У розрахунку використовуються всі змінні параметри з поточного тимчасового кроку (а не з попереднього кроку, як в інших чисельних методах). Це забезпечує дуже високу (наближається до абсолютної) сталість рахунку в напрямку прогону, тобто, навіть при малих товщинах шарів можливий сталий рахунок з великими кроками часу.

В даному випадку прогін застосований для напрямку, нормальному до поверхні протиобмерзача, оскільки в цьому напрямку може виникати несталість рішення при використанні інших чисельних методів.

При відсутності на поверхні льоду і (або) відсутності стінки між камерою і каналом і (або) гофрів (по всій довжині або на окремих ділянках) зазначені відсутні елементи розглядаються як «прозорі» в тепловому відношенні (введенням умов прозорості). В цьому випадку «прозорі» елементи беруть участь в розрахунку, але не впливають на тепловий стан системи.

Граничні умови. Вихідним тепловим станом розглянутого фрагмента, так само як і всієї ПТ ПОС, в нульовий момент часу є тепла рівновага при тем-

пературі, рівній температурі зовнішнього повітря з урахуванням гальмування потоку, тобто всім розрахунковим змінних температур присвоюється це початкове значення.

Температура повітря в гофрі на вході в поточний i -й відрізок ΔS дорівнює температурі на виході з попереднього відрізка ΔS .

З боку зовнішнього повітря, а також повітря в камері та каналі мають місце граничні умови третього роду, тобто задаються значення коефіцієнтів тепловіддачі й температури, а саме: $\alpha_{нв}$, α_2 , $\alpha_{кам}$, $\alpha_{кан}$, $\alpha_{роз.тр}$, $t_{нв}^*$, $t_{п.роз.тр}$, $t_{п.кам}$, $t_{п.кан}$, $t_{п.г}$.

Всі коефіцієнти тепловіддачі, а також температура зовнішнього повітря з урахуванням гальмування визначаються в окремому блоці.

Температура повітря в камері та каналі визначається розрахунком для кожного j -го січення по осі Z на попередньому розрахунковому кроці часу. При наявності льоду на зовнішній поверхні його товщина і форма задаються змінними за твірною протиобмерзача.

З боку гарячого повітря на вході в верхні та нижні гофри (для $i = 1$) граничною умовою є температура гарячого повітря, що надходить з отвору розподільної труби (з урахуванням можливого підсмоктування повітря з камери), а саме:

$$t_{n.z1 (i=1)} = E_j \cdot t_{п.кам} + (1 - E_j) \cdot t_{п.роз.тр}, \quad (3.153)$$

де E_j - частка можливого «підсмоктування» з камери, задається.

Температура і витрата повітря для j -го січення по осі Z отвору труби та витрата і температура гарячого повітря на вході в розподільну трубу задаються.

Результати розрахунку. Результатами нестационарного розрахунку циклічної ПТ ПОС є значення в кожній розрахунковій точці й в кожен момент часу (або вибіркові розрахункові точки і моменти часу) температур протиобмерзача, льоду, повітря в гофрі та гофра.

Результатами розрахунку ПТ ПОС постійної дії є значення в кожній розрахунковій точці (в момент часу гарячого циклу, відповідний виходу на установлений режим) температур протиобмерзача, повітря в гофрі та стінки гофра.

Крім того, результатами розрахунку є:

- сумарний тепловий потік від гофрів (верхніх і нижніх) до повітря камери;
- сумарний тепловий потік від гофрів (верхніх і нижніх) до повітря каналу.

Ці два сумарних потоки використовуються в задачі 2 при розрахунку температур повітря в камері та каналі.

Задача 2. Розглядає тепловий стан фрагмента, що включає в себе розподільну трубу, камеру і канал, а також стінки цих елементів і теплову ізоляцію на стінках камери і каналу (рис. 3.5, 3.6). Враховує передачу тепла в напрямку осей Z і X .

Обидві задачі в тепловому відношенні взаємопов'язані. Результати розрахунку першої задачі передаються в другу задачу, де використовуються як вхідні дані, і навпаки. Обмін розрахунковою інформацією між задачами здійснюється з відставанням на один розрахунковий крок часу. Розбиття на дві задачі і передача параметрів виконані таким чином, щоб була забезпечена загальна сталість рахунку всієї системи.

По осі Z даний фрагмент умовно розбивається (починаючи від точки вдування гарячого повітря в трубу) на відрізки ΔZ (можливо різної довжини).

По осі X фрагмент розбивається на елементарні шари: стінку каналу з тепловою ізоляцією, повітря в каналі, стінку камери з ізоляцією, повітря камери, стінку розподільної труби, повітря в трубі (рис. 3.5).

Для кожного j -го січення по осі Z розглядається фрагмент шириною, яка дорівнює кроку гофра (рис. 3.6).

Розрахункові точки знаходяться в геометричних центрах елементарних об'ємів, одержаних в результаті зазначеного розбиття на елементарні відрізки і шари.

Нестаціонарний тепловий стан фрагмента в моделі визначається такими тепловими потоками:

- від зовнішнього повітря до стінки каналу;
- від гофрів до повітря камери;
- від гофрів до повітря каналу;
- від стінки між камерою і каналом до повітря в камері та в каналі;

- від стінки розподільної труби до повітря в камері;
- перенесенням тепла в каналі (в напрямку осі Z) з потоком повітря з від-різка каналу ΔZ (майбутнього даного фрагменту);
- перенесенням тепла з потоком відпрацьованого (в гофрі) повітря в канал;
- перенесенням тепла в камеру за рахунок «підсмоктування» частини гарячого повітря з розподільної труби;
- потоками тепла, акумульованого повітрям в камері та каналі, металом стінок камери, каналу і розподільної труби і тепловою ізоляцією на стінках камери та каналу.

Основні допущення, прийняті в моделі j -го фрагмента. Витрата повітря в розподільній трубі змінюється за лінійним законом від максимального значення на початку труби до нуля в кінці.

В межах кроку гофра повітря в трубі, камері та каналі, а також стінки труби, камери і каналу вважаються ланками зі скупченими параметрами.

Розрахункова точка знаходиться в геометричному центрі ланки.

Температура повітря для всіх перерахованих елементів вважається постійною по довжині кроку гофра.

Теплова інерційність повітря в розподільній трубі не враховується.

Для всіх перерахованих стінок враховуються тільки теплові потоки за нормаллю до поверхні, перетіканнями по металу нехтуємо.

Теплофізичні властивості повітря і металу вважаються постійними в межах кроку часу.

Приймається, що стінка камери (стінка каналу) складається з металу і матеріалу теплової ізоляції, тобто розглядається умовна стінка, теплофізичні властивості якої визначаються властивостями складових (металу та ізоляції) в співвідношенні, пропорційному їх товщинам. Те саме відноситься і до стінки каналу, покритої шаром ізоляції.

Всі елементи, крім повітря в розподільній трубі, описуються рівняннями збереження енергії в нестационарній постановці.

Повітря в трубі описується стаціонарним рівнянням збереження енергії.

Основні розрахункові вирази. Відповідно до прийнятих допущеннями розглянутий j -й фрагмент товщиною, яка дорівнює кроку гофра, представлений в моделі на кожному часовому кроці рівняннями збереження енергії в кінцево-різницевому виді для всіх елементів, починаючи від зовнішньої стінки каналу, а саме: для стінки каналу з тепловою ізоляцією, повітря каналу, стінки між камерою і каналом з ізоляцією, повітря камери, стінки розподільної труби. Рівняння вирішуються щодо температури в центрі кожного елемента.

$$\left\{ \begin{array}{l} Q_{ак.ст.кан} = Q_{кан.1} + Q_{кан.2} \\ Q_{ак.п.кан} = -Q_{кан.1} + Q_{кан.2} - Q_{\Sigma-кан} + Q_{в.г-кан} + Q_{н.г-кан} + Q_{п. кан} \\ Q_{ак.ст.кам} = -Q_{кам.2} + Q_{кан.1} \\ Q_{ак.в.кам} = Q_{нідс} - Q_{кам.1} + Q_{роз.тр.1} - Q_{\Sigma-кам} \\ Q_{ак.роз.тр} = -Q_{роз.тр.1} + Q_{роз.тр.2} \end{array} \right. \quad (3.154)$$

Теплові потоки, що входять в систему рівнянь (3.154), визначаються за формулами:

- тепловий потік від повітря в каналі до стінки каналу:

$$Q_{кан.1} = P_{кан.1} \cdot (t_{п.кан} - t_{ст.кан}); \quad (3.155)$$

- тепловий потік від зовнішнього повітря до стінки каналу:

$$Q_{кан.2} = P_{кан.2} \cdot (t_{нв} - t_{ст.кан}); \quad (3.156)$$

- тепловий потік від повітря в камері до стінки камери:

$$Q_{кам.1} = P_{кам.1} \cdot (t_{п.кам} - t_{ст.кам}); \quad (3.157)$$

- тепловий потік від стінки камери до повітря в каналі:

$$Q_{кам.2} = P_{кам.2} \cdot (t_{ст.кам} - t_{п.кам}); \quad (3.158)$$

- тепловий потік від стінки розподільної труби до повітря в камері:

$$Q_{роз.тр.1} = P_{роз.тр.1} \cdot (t_{ст.роз.тр} - t_{п.кам}); \quad (3.159)$$

- тепловий потік від повітря в розподільній трубі до її стінки:

$$Q_{роз.тр.2} = P_{роз.тр.2} \cdot (t_{н.роз.тр} - t_{ст.роз.тр}); \quad (3.160)$$

- потік тепла, акумульованого стінкою каналу:

$$Q_{ак.ст.кан} = A_{ст.кан} \cdot (t_{ст.кан} - t_{ст.кан.S}); \quad (3.161)$$

- потік тепла, акумульованого повітрям каналу:

$$Q_{ак.п.кан} = A_{п.кан} \cdot (t_{п.кан} - t_{п.кан.S}); \quad (3.162)$$

- потік тепла, акумульованого перегородкою між камерою і каналом:

$$Q_{ак.ст.кам} = A_{ст.кам} \cdot (t_{ст.кам} - t_{ст.кам.S}); \quad (3.163)$$

- потік тепла, акумульованого повітрям в камері:

$$Q_{ак.п.кам} = A_{п.кам} \cdot (t_{п.кам} - t_{п.кам.S}); \quad (3.164)$$

- потік тепла, акумульованого стінкою розподільної труби:

$$Q_{ак.ст.роз.тр} = A_{ст.роз.тр} \cdot (t_{ст.роз.тр} - t_{ст.роз.тр.S}), \quad (3.165)$$

де S - додатковий індекс, яким відзначені параметри, що відносяться до попереднього часового кроку;

- тепловий потік, що надходить в канал разом з відпрацьованим повітрям з верхнього гофра:

$$Q_{в.г.-кан} = G_{21} \cdot C_n \cdot (t_{н.в.г} - t_{н.кан}); \quad (3.166)$$

- теж саме, але з нижнього гофра:

$$Q_{н.г.-кан} = G_{22} \cdot C_n \cdot (t_{н.н.г} - t_{н.кан}); \quad (3.167)$$

- тепловий потік в камеру за рахунок можливого «підсмоктування» гарячого повітря з розподільної труби:

$$Q_{підс} = G_2 \cdot E_j \cdot (t_{н.роз.тр} - t_{н.кам}), \quad (3.168)$$

де E_j - відносна частка «підсмоктування» від сумарної витрати повітря на верхній і нижній гофри;

- перенесення тепла разом потоком повітря в каналі (в напрямку осі Z):

$$Q_{п.кан} = C_{п.кан} \cdot G_{п.кан.вх} \cdot (t_{п.кан.вх} - t_{п.кам}), \quad (3.169)$$

де $G_{п.кан.вх}$ - витрата повітря в каналі в напрямку осі Z (для січення J).

Відповідно до допущення, що витрата повітря в розподільній трубі змінюється за лінійним законом від максимального значення G_{Σ} на початку труби до нуля в її кінці, одержимо:

$$G_{n.кан.вх.} = G_{\Sigma} \cdot \frac{Z_j}{l_{\Sigma роз.тр}} E_{від}, \quad (3.170)$$

де Z_j - відстань від початку розподільної труби до січення J ; $E_{від}$ - відносна частка витрат повітря (в січенні J каналу), що переміщається в напрямку осі Z до сумарної витрати повітря, відпрацьованого на ділянці розподільчої труби довжиною Z_j . Приймається допущення, що величина $E_{від}$ постійна по Z і дорівнює відношенню витрати повітря, що викидається в атмосферу з останнього (по осі Z) січення каналу, до G_{Σ} (витрати повітря на початку розподільної труби).

Постійні коефіцієнти, що входять в вищенаведені розрахункові вирази, визначаються за формулами:

$$A_{ст.кан} = \frac{(c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{ст.кан} + (c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{із.кан}}{\Delta \tau}, \quad (3.171)$$

$$A_{n.кан} = \frac{(c \cdot \rho \cdot F_n)_{n.кан} + h_2}{\Delta \tau}, \quad (3.172)$$

$$A_{ст.кам} = \frac{(c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{ст.кам} + (c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{із.кам}}{\Delta \tau}, \quad (3.173)$$

$$A_{n.кам} = \frac{(c \cdot \rho \cdot F_n)_{n.кам} + \square_2}{\Delta \tau}, \quad (3.174)$$

$$A_{ст.роз.тр} = \frac{(c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{ст.роз.тр} + (c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{із.кам}}{\Delta \tau}, \quad (3.175)$$

$$P_{кан.1} = \frac{F_{ст.кан}}{\frac{\delta_{ст.кан}}{2\lambda_{ст.кан}} + \frac{\delta_{із.кан}}{2\lambda_{із.}} + \frac{1}{\alpha_{кан}}}, \quad (3.176)$$

$$P_{\text{кан.2}} = \frac{F_{\text{ст.кан}}}{\frac{\delta_{\text{ст.кан}}}{2\lambda_{\text{ст.кан}}} + \frac{\delta_{\text{із.кан}}}{2\lambda_{\text{із.}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{нв}}}}, \quad (3.177)$$

$$P_{\text{кам.2}} = \frac{F_{\text{ст.кам}}}{\frac{\delta_{\text{ст.кам}}}{2\lambda_{\text{ст.кам}}} + \frac{\delta_{\text{із.кам}}}{2\lambda_{\text{із.}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{кам}}}}, \quad (3.178)$$

$$P_{\text{кам.1}} = \frac{F_{\text{ст.кам}}}{\frac{\delta_{\text{ст.кам}}}{2\lambda_{\text{ст.кам}}} + \frac{\delta_{\text{із.кам}}}{2\lambda_{\text{із.}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{кам}}}}, \quad (3.179)$$

$$P_{\text{роз.тр.1}} = \frac{F_{\text{ст.роз.тр}}}{\frac{\delta_{\text{ст.роз.тр}}}{2\lambda_{\text{ст.роз.тр}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{кам}}}}, \quad (3.180)$$

$$P_{\text{роз.тр.2}} = \frac{F_{\text{ст.роз.тр}}}{\frac{\delta_{\text{ст.роз.тр}}}{2\lambda_{\text{ст.роз.тр}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{роз.тр}}}}. \quad (3.181)$$

Підставляючи у вихідну систему рівнянь (3.154) вирази для теплових потоків, одержимо

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{\text{ст.кан}} \cdot (t_{\text{ст.кан}} - t_{\text{ст.кан.С}}) = P_{\text{кан.1}} \cdot (t_{\text{н.кан}} - t_{\text{ст.кан}}) + P_{\text{кан.2}} \cdot (t_{\text{нв}} - t_{\text{ст.кан}}); \\ A_{\text{н.кан}} \cdot (t_{\text{н.кан}} - t_{\text{н.кан.С}}) = P_{\text{кан.1}} \cdot (t_{\text{ст.кан}} - t_{\text{н.кан}}) + P_{\text{кам.2}} \cdot (t_{\text{ст.кам}} - t_{\text{н.кан}}) - \\ \quad - Q_{\Sigma\text{э-кан}} + C_n \cdot G_{\text{з1}} \cdot (t_{\text{н.в.э}} - t_{\text{н.кан}}) + C_n \cdot G_{\text{з2}} \cdot (t_{\text{н.н.э}} - t_{\text{н.кан}}) + Q_{\text{н.кан}}; \\ A_{\text{ст.кам}} \cdot (t_{\text{ст.кам}} - t_{\text{ст.кам.С}}) = P_{\text{кам.2}} \cdot (t_{\text{н.кам}} - t_{\text{ст.кам}}) + P_{\text{кан.1}} \cdot (t_{\text{н.кам}} - t_{\text{ст.кам}}); \\ A_{\text{н.кам}} \cdot (t_{\text{н.кам}} - t_{\text{н.кам.С}}) = P_{\text{кам.1}} \cdot (t_{\text{ст.кам}} - t_{\text{н.кам}}) + \\ \quad + P_{\text{ст.роз.тр.1}} \cdot (t_{\text{ст.роз.тр}} - t_{\text{н.кам}}) - Q_{\Sigma\text{э-кам}}; \\ A_{\text{ст.роз.тр}} \cdot (t_{\text{ст.роз.тр}} - t_{\text{ст.роз.тр.С}}) = P_{\text{ст.роз.тр.1}} \cdot (t_{\text{н.кам}} - t_{\text{ст.роз.тр}}) + \\ \quad + P_{\text{ст.роз.тр.2}} \cdot (t_{\text{н.роз.тр}} - t_{\text{ст.роз.тр}}). \end{array} \right. \quad (3.182)$$

Приведемо одержану систему рівнянь (3.182) до форми Коши:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 t_{n.кан} \cdot P_{кан.1} - t_{ст.кан} \cdot (A_{ст.кан} + P_{кан.1} + P_{кан.2}) + t_{нв} \cdot P_{кан.2} = \\
 \quad = -A_{ст.кан} \cdot t_{ст.кан.S} \\
 t_{ст.кан} \cdot P_{кан.1} - t_{н.кан} \cdot (A_{н.кан} + P_{кан.1} + P_{кам.2} + C_n \cdot (G_{21} + G_{22})) + t_{н.кам} \cdot P_{кам.2} = \\
 \quad = -(A_{н.кан} \cdot t_{н.кан.S} - Q_{\Sigma 2-кан} + Q_{н.кан} + C_n \cdot (G_{21} \cdot t_{н.в.2} + G_{22} \cdot t_{н.н.2})); \\
 t_{н.кан} \cdot P_{кам.2} - t_{ст.кам} \cdot (A_{ст.кам} + P_{кам.2} + P_{кам.1}) + t_{н.кам} \cdot P_{кам.1} = \\
 \quad = -A_{ст.кам} \cdot t_{ст.кам.S}; \\
 t_{ст.кам} \cdot P_{кам.1} - t_{н.кам} \cdot (A_{н.кам} + P_{кам.1} + P_{ст.роз.тр}) + t_{ст.роз.тр} \cdot P_{ст.роз.тр.1} = \\
 \quad = -(A_{н.кам} \cdot t_{н.кам.S} - Q_{\Sigma 2-кам}); \\
 t_{н.кам} \cdot P_{ст.роз.тр.1} - t_{ст.роз.тр} \cdot (A_{ст.роз.тр} + P_{ст.роз.тр.1} + P_{ст.роз.тр.2}) + \\
 \quad + t_{н.роз.тр} \cdot P_{ст.роз.тр.2} = -A_{ст.роз.тр} \cdot t_{ст.роз.тр.S}
 \end{array} \right. \quad (3.183)$$

Представимо систему рівнянь (3.183) до виду, необхідного для рішення методом прогону:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_1 \cdot y_0 - C_1 \cdot y_1 + B_1 \cdot y_2 = -F_1 \\
 A_2 \cdot y_1 - C_2 \cdot y_2 + B_2 \cdot y_3 = -F_2 \\
 A_3 \cdot y_2 - C_3 \cdot y_3 + B_3 \cdot y_4 = -F_3 \\
 A_4 \cdot y_3 - C_4 \cdot y_4 + B_4 \cdot y_5 = -F_4 \\
 A_5 \cdot y_4 - C_5 \cdot y_5 + B_5 \cdot y_6 = -F_5
 \end{array} \right. \quad (3.184)$$

Змінні параметри прогону є температурами в розрахункових точках і на границях фрагмента:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 y_0 = t_{нв} \\
 y_1 = t_{ст.кан} \\
 y_2 = t_{н.кан} \\
 y_3 = t_{ст.кам} \\
 y_4 = t_{н.кам} \\
 y_5 = t_{ст.роз.тр} \\
 y_6 = t_{н.роз.тр}
 \end{array} \right. \quad (3.185)$$

Постійні коефіцієнти прогону мають вид:

$$\begin{aligned}
 A_1 &= P_{\text{кан.2}}; & D_3 &= A_{\text{ст.кам.}}; \\
 D_1 &= A_{\text{ст.кан.}}; & C_3 &= A_3 + D_3 + B_3; \\
 B_1 &= P_{\text{кан1}}; & F_3 &= A_{\text{ст.кам.}} \cdot t_{\text{ст.кам.с}}; \\
 C_1 &= A_1 + D_1 + B_1; \\
 F_1 &= D_1 \cdot t_{\text{ст.кан.с}}; \\
 A_2 &= B_1; & A_4 &= B_3; \\
 D_2 &= A_{\text{н.кан}}; & B_4 &= P_{\text{ст.роз.тр.1}}; \\
 B_2 &= P_{\text{кам.2}}; & D_4 &= A_{\text{н.кам}}; \\
 C_2 &= A_2 + D_2 + B_2 + C_n \cdot (G_{21} + G_{22}); & C_4 &= A_4 + D_4 + B_4; \\
 F_2 &= D_2 \cdot t_{\text{н.кан.с}} - Q_{\Sigma_2\text{-кан}} + & F_4 &= D_2 \cdot t_{\text{н.кам.с}} - Q_{\Sigma_2\text{-кам}}; \\
 &+ C_n \cdot (G_{21} \cdot t_{\text{н.в.2}} + G_{22} \cdot t_{\text{н.н.2}}) + Q_{\text{н.кан}}; & A_5 &= B_4; \\
 A_3 &= B_2; & B_5 &= P_{\text{ст.роз.тр.2}}; \\
 B_3 &= P_{\text{кам.1}}; & D_5 &= A_{\text{ст.роз.тр.}}; \\
 & & C_5 &= A_5 + D_5 + B_5; \\
 & & F_5 &= D_5 \cdot t_{\text{ст.роз.тр.с}}
 \end{aligned} \tag{3.186}$$

Система рівнянь вирішується методом прогону, що характеризується високою сталістю рахунку.

У разі відсутності в схемі ПТ ПОС окремих елементів (гофрів, стінки між камерою і каналом, теплової ізоляції на поверхнях стінки каналу і камери) зазначені відсутні елементи вважаються «прозорими», тобто, беручи участь в розрахунках, не впливають на тепловий стан системи.

Граничні умови. З боку зовнішнього повітря на зовнішній поверхні каналу мають місце граничні умови третього роду, тобто там повинні бути відомі температура повітря і коефіцієнт тепловіддачі. Температура зовнішнього повітря задається, а коефіцієнт тепловіддачі визначається в окремому блоці.

З боку гофрів як граничні умови використовується сумарний тепловий

потік від гофрів. Сумарний тепловий потік від гофрів визначається в задачі 1 шляхом підсумовування теплових потоків за твірною протиобмерзача (для верхнього і нижнього гофрів).

З боку входу в канал відпрацьованого в гофрах повітря задаються теплові потоки, що переносяться повітрям з нижнього і верхнього гофрів $Q_{н.г-кан}$ і $Q_{в.г-кан}$. Ці потоки визначаються при розрахунку фрагмента гофра в задачі 1.

З боку входу повітря в розподільну трубу як граничні умови використовуються витрата і температура повітря, що надходить з підвідної труби, які задаються.

Вихідним тепловим станом розглянутого фрагмента, так само, як і для фрагмента гофра, є тепла рівновага при температурі загальмованого зовнішнього потоку повітря.

Температура повітря в кожному j -му січенні розподільної труби визначається за формулою

$$t_{n.роз.тр.j} = t_{n.кам} + (t_{n.роз.тр.j-1} - t_{n.кам}) \cdot \left(\frac{\Delta\tau}{l_{\Sigma роз.тр} - Z_{j-1}} \right)^{\frac{K \cdot \Pi \cdot l_{\Sigma роз.тр}}{C_n \cdot G_{\Sigma}}}, \quad (3.187)$$

де $t_{n.роз.тр.j-1}$ - температура повітря в $(j-1)$ -ому січенні по Z (на вході у відрізок ΔZ); Z_{j-1} - відстань від початку розподільної труби до $(j-1)$ -го січення (початок відрізка ΔZ); G_{Σ} - витрата повітря на вході в розподільну трубу; Π - периметр розподільної труби (в межах відрізка ΔZ), $l_{\Sigma роз.тр}$ - довжина розподільної труби; K - коефіцієнт теплопередачі від повітря в трубі до повітря в камері (в межах відрізка ΔZ):

$$K = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_{роз.тр}} + \frac{1}{\alpha_{кан}} + \frac{\delta_{ст.роз.тр}}{\lambda_{ст.роз.тр}}} \quad (3.188)$$

Схему умовного розбиття розподільної труби на розрахункові відрізки, що використана при виведенні формули (3.187), наведено на рис. 3.11.

Формула (3.187) дозволяє визначати температуру в кінці відрізка ΔZ роз-

подільної труби залежно від значень цих параметрів (витрати і температури) на початку відрізка ΔZ .

Формула (3.187) одержана інтегруванням рівняння теплового балансу для нескінченно малого відрізка dl , розташованого в межах відрізка ΔZ .

При виведенні було прийнято допущення, що витрата повітря по довжині труби змінюється за лінійним законом на початку труби до нуля в кінці труби. Також вважалось, що в межах ΔZ витрата змінюється за тим же законом. Відповідно до цих допущень витрата на початку відрізка ΔZ :

$$G_1 = G_\Sigma - G_\Sigma \frac{Z_{j-1}}{l_{\Sigma \text{роз.тр}}} \quad (3.189)$$

Аналогічно визначається витрата для поточної координати l , що знаходиться в межах відрізка ΔZ :

$$G = G_\Sigma - G_\Sigma \frac{Z_{j-1} + 1}{l_{\Sigma \text{роз.тр}}} \quad (3.190)$$

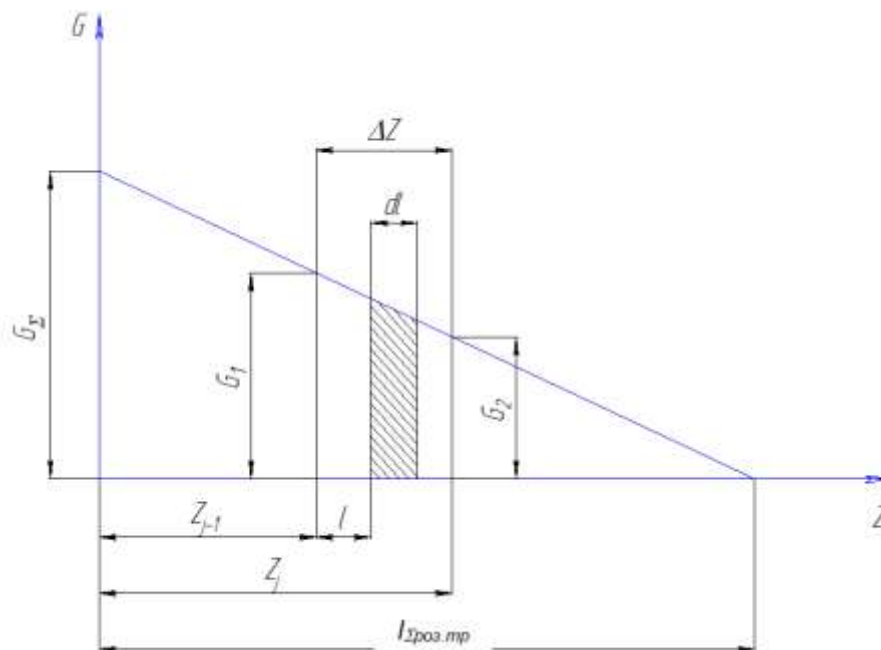


Рисунок 3.11 - Зміна витрати повітря по довжині розподільної труби

Вважається, що в межах dl (нескінченно малої частини відрізка ΔZ) ви-

трата повітря G постійна.

З урахуванням прийнятих допущень рівняння теплового балансу для dl може бути представлено в такому виді:

$$-C_n \cdot \left(G_\Sigma - G_\Sigma \frac{Z_{j-1} + l}{l_{\Sigma \text{роз.мп}}} \right) \cdot dt = K \cdot \Pi \cdot dl \cdot (t - t_{n.кам}) \quad (3.191)$$

Виконавши поділення змінних і прості перетворення, одержимо:

$$\frac{d(t - t_{n.кам})}{t - t_{n.кам}} = \frac{K \cdot \Pi \cdot l_\Sigma}{C_n \cdot G_\Sigma} \cdot \frac{d(l - l_{\Sigma \text{роз.мп}} + Z_{j-1})}{l - l_{\Sigma \text{роз.мп}} + Z_{j-1}}. \quad (3.192)$$

Інтегруємо по відрізьку ΔZ :

$$\int_{t_1}^t \frac{d(t - t_{n.кам})}{t - t_{n.кам}} = \frac{K \cdot \Pi \cdot l_\Sigma}{C_n \cdot G_\Sigma} \cdot \int_0^{\Delta Z} \frac{d(l - l_{\Sigma \text{роз.мп}} + Z_{j-1})}{l - l_{\Sigma \text{роз.мп}} + Z_{j-1}}, \quad (3.193)$$

де $t_1 = t_{n.роз.мп.j-1}$; $t_2 = t_{n.роз.мп.j}$; $t_{n.роз.мп.j}$ - температура повітря в трубі в кінці відрізка ΔZ .

Після потенціювання і простих перетворень формула може бути представлена в остаточному виді (3.194):

$$t_{n.роз.мп.j} = t_{n.кам} + (t_{n.роз.мп.j-1} - t_{n.кам}) \cdot \left(1 - \frac{\Delta Z}{l_{\Sigma \text{роз.мп}} - Z_{j-1}} \right)^{\frac{K \cdot \Pi \cdot l_\Sigma}{C_n \cdot G_\Sigma}} \quad (3.194)$$

Проаналізуємо одержану формулу (3.194).

На виході з останнього відрізка ΔZ труби, де $Z_{j-1} = l_{\Sigma \text{роз.мп}} - \Delta Z$, другий доданок з правої частини формули (3.194) перетворюється в нуль, тобто температура в самому кінці розподільної труби дорівнює температурі повітря в камері, що відповідає дійсності, оскільки в кінці розподільної труби витрата повітря дорівнює нулю.

Результати нестационарного розрахунку теплового стану фрагментів.

В результаті нестационарного розрахунку теплового стану фрагментів з товщиною, яка дорівнює кроку гофра, для січень $(j-1)$ і j одержуємо нестационарні значення температур в камері та каналі для цих січень.

Приймаємо допущення, що протягом розрахункового кроку часу температура повітря в камері та каналі постійна по довжині відрізка ΔZ і дорівнює напівсумі їх значень в $(j-1)$ -ому і j -му січеннях.

Потім одержане середнє значення температури повітря в камері (в межах ΔZ) використовуємо для розрахунку температури повітря в розподільній трубі $t_{n,роз.тр}$ (в кінці відрізка ΔZ) за формулою (3.194).

Такий підхід дозволяє вибирати відрізки ΔZ досить великими, що істотно заощаджує машинний час рахунку.

Розрахунок труби по відрізках ΔZ проводиться послідовно, починаючи від введення гарячого повітря в розподільну трубу. При цьому вважається, що температура повітря на виході з відрізка ΔZ дорівнює температурі на вході в наступний відрізок ΔZ труби.

Результатами розрахунку розглянутого фрагмента є значення (в кожен момент розрахункового часу і в кожному j -му січенні по Z) температур повітря в розподільній трубі, камері та каналі.

Зазначені результати рахунку задачі 2 (температури повітря в розподільній трубі, камері та каналі) є вхідними умовами для вирішення задачі 1. У свою чергу, частина результатів рахунку задачі 1 (сумарний тепловий потік від верхнього і нижнього гофрів, в межах камери і каналу, до повітря камери і каналу, а також тепловий потік, що переноситься відпрацьованим повітрям з нижнього і верхнього гофрів в канал) використовується як вхідні дані для задачі 2.

Обмін результатами рахунку між задачами 1 і 2 здійснюється із запізненням на один розрахунковий крок часу.

Таким чином, запропоновано методи автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігриваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів (в сухому повітрі, з водою, що випарувалася, затекла та осіла на протиобмерзач). Одержано температурні характеристики протиобмерзачів, швидкісні та теплові характеристики повітряних потоків, маси води, що осіла і випарувалася.

3.3 Методика і алгоритми розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобмерзання

3.3.1 Перевірочний розрахунок

Загальні положення перевірного розрахунку

Перевірочний розрахунок витрати повітря в гофрах виконується після проведення гідравлічних випробувань гофрів холодним повітрям і є необхідним додатком до випробувань. Випробування проводяться на гідравлічному стенді. За даними вимірів на мірному приладі (сопло Вентурі, труба Вентурі) розраховується витрата повітря на агрегат, яка називається заміряною - $G_{зам}$.

Датчиком абсолютного тиску заміряється тиск повітря в камері - $P_{кам.зам}$. В трубі, що підводить повітря, замірюється температура повітря - t_n .

Задається геометрія гофрів і вихідних отворів.

Цих даних достатньо, щоб провести наближений перевірочний розрахунок витрат повітря на кожний гофр. Наближеність розрахунку полягає в усередненні гідравлічного опору для кожного гофра.

Цей варіант перевірного розрахунку реалізовано в методиці проектувального розрахунку, наведеної нижче.

Точний перевірочний розрахунок витрати повітря через кожний гофр може бути виконаний за результатами виміру динамічного напору в кожному вихідному отворі мірним приладом.

Для виміру динамічного напору у вихідних отворах використовуються такі типи мірних приладів:

- Т-подібник, де вимір перепаду тиску виконується безпосередньо в отворі;
- мірний насадок - спеціальний мірний прилад, який заміряє перепад тиску на виході з мірного приладу (насадок попередньо тарують: визначається залежність коефіцієнта витрати μ від заміряного перепаду тиску на виході з насадка); результати тарування і внутрішній діаметр насадка включаються в паспорт, який додається до насадку.

Методикою передбачається два варіанти перевірного розрахунку:

- перший варіант перевірного розрахунку виконує розрахунок витрати повітря через кожен гофр, виконаний за результатами випробувань, і порівняння з необхідними витратами;

- другий варіант перевірного розрахунку, який є продовженням першого варіанту, виконується для того, щоб визначити значення діаметрів отворів, що забезпечують заданий тиск повітря в камері за заданою витратою.

У використаній термінології і позначеннях розуміються:

- під заміряними - параметри, обчислені за заміряним значенням повітря в камері ($P_{камзам}$);

- під заданими - параметри, обчислені за значенням повітря в камері, яке потрібно забезпечити ($P_{камзад}$).

Діаграми, зазначені в посиланнях, наведено в книзі Идельчик И. Е. «Справочник по гидравлическим сопротивлениям» (М. : 1992).

Якщо в позначеннях вказано:

- індекс k , то розрахунок виконується для верхньої і нижньої поверхонь;
- індекс i , то розрахунок виконується для кожного гофра поверхні;
- індекс j , то розрахунок виконується для кожного отвору гофра.

3.3.2 Варіант перевірного розрахунку

Такий варіант перевірного розрахунку призначений для визначення витрати повітря через кожен гофр і порівняння з необхідними витратами (з умови рівномірності роздавання повітря або з умови забезпечення підвищених витрат на певних ділянках протиобмерзача).

Для цього варіанту за перепадом тиску, заміряним в кожному вихідному отворі в гофрах $\Delta P_{отв\ за\ м_{k,i,j}}$, виконується:

- розрахунок витрати повітря через кожен вихідний отвір;
- розрахунок витрати повітря через кожний гофр;

- розрахунок сумарних витрат повітря на всі верхні та нижні гофри;
- порівняння розрахованих витрат повітря через кожний гофр із заданими витратами;
- порівняння розрахованих сумарних витрат повітря на всі верхні та нижні гофри із заданими витратами;
- розрахунок коефіцієнтів витрати повітря в кожному вихідному отворі;
- розрахунок швидкості повітря в кожному вихідному отворі кожного гофра;
- розрахунок швидкості повітря в кожному гофрі.

Виконання цього варіанту перевірного розрахунку забезпечується такими значеннями вихідних параметрів:

- величина заміряного тиску в камері більше нуля ($P_{кам\,зам} > 0$);
- величина заданого тиску в камері дорівнює нулю ($P_{кам\,зад} = 0$);
- величина перепаду тиску в кожному отворі в гофрах більше нуля ($\Delta P_{отв\,зам\,k,i,j} > 0$).

Алгоритм обчислень першого варіанту перевірного розрахунку

1. За значенням заміряного тиску повітря в камері $P_{кам\,зам}$ визначається заміряний перепад тиску в камері, кг/м²:

$$\Delta P_{кам\,зам} = P_{кам\,зам} - P_{атм}. \quad (3.195)$$

2. Визначається заміряна питома вага повітря в камері, кг/м³:

$$\gamma_{зам} = \frac{P_{кам.зам}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}, \quad (3.196)$$

де t_n - температура повітря, °С.

3. Визначається сумарна площа всіх заміряних отворів для кожного i -го гофра (при однакових діаметрах отворів), м²:

$$F_{отв\,зам\,i,\Sigma} = F_{отв\,зам\,k,i,j} \cdot n_j, \quad (3.197)$$

де $F_{отв\,зам\,k,i,j}$ - площа одного отвору i -го гофра, м²:

$$F_{отв\ замк,i,j} = \frac{3.14 \cdot d_{отв\ замк,i,j}^2}{4}, \quad (3.198)$$

де $d_{отв\ замк,i,j}$ - діаметр одного отвору i -го гофра, м; n_i - кількість отворів в гофрі на k -ій поверхні;

4. Визначається заміряна витрата повітря в кожному отворі кожного гофра $G_{отв\ замк,i,j}$ (кг/год) залежно від методу її вимірювання:

4.1. Якщо перепад тиску на виході з кожного отвору вимірюється спеціальним мірним приладом (насадкою), то витрата повітря через отвір визначається за формулою:

$$G_{отв\ замк,i,j} = 3600 \cdot \mu_{м/у_k} \cdot F_{м/у_k} \cdot \sqrt{\Delta P_{м/у_k,i,j} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}}, \quad (3.199)$$

де $F_{м/у_k}$ - площа калібрувального отвору мірного приладу (діаметром $d_{м/у_k}$), в якому проводиться вимір динамічного напору, м²:

$$F_{м/у_k} = \frac{3.14 \cdot d_{м/у_k}^2}{4}, \quad (3.200)$$

де $\mu_{м/у_k}$ - коефіцієнт витрати повітря з мірного приладу, значення якого визначається (методом лінійної інтерполяції) за тарувальною кривою цього приладу як функція $\mu = f(\Delta P)$, яка одержана за попереднім таруванням даного мірного приладу; $\gamma_{атм}$ - питома вага повітря при атмосферному тиску (на виході з Т-подібника), кг/м³:

$$\gamma_{атм} = \frac{P_{атм}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}. \quad (3.201)$$

4.2. Якщо вимір перепаду тиску проводиться Т-подібником, тобто безпосередньо в отворі, то витрата повітря через отвір визначається за формулою:

$$G_{отв\ замк,i,j} = 3600 \cdot \mu_{отв\ замк,i,j} \cdot F_{отв\ замк,i,j} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв\ замк,i,j} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}}, \quad (3.202)$$

де $\mu_{отв\ замк,i,j}$ - коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах, що визначається за формулою Дарсі-Вейсбаха:

$$\mu_{отв_{зам_{k,i,j}}} = 0.63 + 0.37 \cdot \left(\frac{F_{отв_{зам_{k,i,j}}}}{F_{гоф_{k,i}}} \right)^3, \quad (3.203)$$

де $F_{гоф_{k,i}}$ - площа гофра, м², що дорівнює:

$$F_{гоф_{k,i}} = B_{гоф_{k,i}} \cdot H_{гоф_{k,i}}, \quad (3.204)$$

де $B_{гоф_{k,i}}$ - ширина гофра, м; $H_{гоф_{k,i}}$ - висота гофра, м.

4.3. При відсутності вимірів перепадів тисків повітря в отворах витрата повітря через отвір визначається за формулою:

$$G_{отв_{зам_{k,i,j}}} = 0.95 \cdot 3600 \cdot \mu_{отв_{зам_{k,i,j}}} \cdot F_{отв_{зам_{k,i,j}}} \cdot \sqrt{\Delta P_{кам_{зам}} \cdot 3 \cdot g \cdot \gamma_{атм} \cdot \frac{l}{1.4}} = \quad (3.205)$$

$$G_{отв_{зам_{k,i,j}}} = 0.983 \cdot 3600 \cdot \mu_{отв_{зам_{k,i,j}}} \cdot F_{отв_{зам_{k,i,j}}} \cdot \sqrt{\Delta P_{кам_{зам}} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}},$$

де $\mu_{отв_{зам_{k,i,j}}}$ - коефіцієнт витрати повітря на виході з отвору, який визначається

методом інтерполяції як функція $\mu_{отв} = f(\varepsilon_n)$,

$$\varepsilon_n = \frac{P_{атм}}{P_{кам_{зам}}}. \quad (3.206)$$

Значення функція $\mu_{отв} = f(\varepsilon_n)$, представлено в таблиці 3.5

Таблиця 3.5 - Значення функція $\mu_{отв} = f(\varepsilon_n)$

ε_n	.035	.529	.559	.606	.641	.676	.722	.837	.946	1.00
$\mu_{вих.отв}$.850	.740	.730	.710	.700	.680	.650	.630	.630	.630

5. Визначається заміряна швидкість повітря на виході з отворів кожного гофра, м/с:

$$V_{отв_{зам_{k,i,j}}} = \frac{G_{отв_{зам_{k,i,j}}}}{3600 \cdot F_{отв_{зам_{k,i,j}}} \cdot \gamma_{зам}} \quad (3.207)$$

6. Визначається сумарна заміряна витрата повітря для кожного гофра, кг/год:

$$G_{гоф_{зам_{k,i}}} = \sum_{j=1}^{N_{отв_{k,i}}} G_{отв_{зам_{k,i,j}}}. \quad (3.208)$$

7. Визначається заміряна швидкість повітря в гофрі, м/с:

$$V_{\text{гоф}_{\text{зам}_{k,i}}} = \frac{G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{k,i}}}}{3600 \cdot F_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot \gamma_{\text{зам}}} \quad (3.209)$$

8. Визначається сумарна заміряна витрата повітря для всіх гофрів для кожної поверхні, кг/год:

$$G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{k\Sigma}}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{гоф}_k}} G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{k,i}}} \quad (3.210)$$

9. Визначається сумарна заміряна витрата повітря для двох поверхонь, кг/год:

$$G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{\Sigma}}} = G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{1\Sigma}}} + G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{2\Sigma}}} \quad (3.211)$$

10. Визначається задана витрата повітря на кожний гофр, кг/год:

$$G_{\text{гоф}_{\text{зад}_{k,i}}} = \frac{G_{\Sigma} \cdot \bar{G}_k}{\sum_{i=1}^{N_{\text{гоф}_k}} (F_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})} \cdot F_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}}, \quad (3.212)$$

де $\sum_{i=1}^{N_{\text{гоф}_k}} (F_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})$ - сума добутків площі гофра на коефіцієнт зміни витрат для розрахункової поверхні; $K_{G_{k,i}}$ - коефіцієнт зміни витрат на гофр (задається при необхідності компенсації перетікань тепла на кінцевих ділянках).

11. Знаходяться різниці між заданими і заміряними сумарними витратами повітря для всіх гофрів на кожній поверхні, кг/год:

$$\Delta G_{\text{гоф}_{k\Sigma}} = G_{\text{гоф}_{\text{зад}_{k\Sigma}}} - G_{\text{гоф}_{\text{зам}_{k\Sigma}}} \quad (3.213)$$

3.3.3 Проектувальний розрахунок

Проектувальний розрахунок проводиться для визначення площі, діаметрів і кількості вихідних отворів в кожному гофрі (або площі щілини, якщо видування повітря проводиться через щілину) за відомими значеннями витрати повітря через верхні та нижні гофри (з умови рівномірності розподілу витрат повітря на поверхнях, що обігріваються, або забезпечення необхідних витрат на

певних ділянках протиобмерзача).

Для виконання проектувального розрахунку мають бути задані:

- тиск повітря в камері $P_{камзад}$;
- сумарна витрата повітря на всі гофри G_{Σ} ;
- відносні витрати повітря через верхні та нижні гофри \bar{G}_k ;
- число гофрів верхньої та нижньої поверхонь;
- параметри гофрів: довжина, висота і ширина (вибираються попередньо на основі теплових розрахунків з урахуванням конструктивного виконання гофрів і технологічності їх виготовлення);
- кількість отворів в гофрах на верхній і нижній поверхнях;
- діаметри заданих і доопрацьованих (при необхідності їх розрахунку) отворів.

В результатах проектувального розрахунку визначаються:

- витрати повітря через кожний вихідний отвір;
- діаметри вихідних отворів і відповідні їм площі;
- коефіцієнти втрат (сумарних, шляхових і вихідних);
- очікувані перепади тисків на вихідних отворах;
- витрати повітря для заданих (доопрацьованих) вихідних отворів;
- коефіцієнти втрат для доопрацьованих отворів.

Алгоритм обчислення проектувального розрахунку

1. За заданим тиском повітря в камері $P_{камзад}$ визначається заданий перепад тиску повітря в камері, кг/м^2 :

$$\Delta P_{камзад} = P_{камзад} - P_{атм}. \quad (3.214)$$

2. Визначається задана питома вага повітря в камері, кг/м^3 :

$$\gamma_{зад} = \frac{P_{атм} + \Delta P_{камзад}}{29,3 \cdot (273 + t_n)} = \frac{P_{камзад}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}. \quad (3.215)$$

3. Визначаються площі гофрів $F_{гофр_{k,i}}$, м^2 :

$$F_{20\phi_{k,i}} = B_{20\phi_{k,i}} \cdot H_{20\phi_{k,i}}, \quad (3.216)$$

де $B_{20\phi_{k,i}}$ - ширина гофра, м; $H_{20\phi_{k,i}}$ - висота гофра, м.

4. Визначаються периметри гофрів $\Pi_{20\phi_{k,i}}$, м:

$$\Pi_{20\phi_{k,i}} = 2 \cdot (B_{20\phi_{k,i}} + H_{20\phi_{k,i}}). \quad (3.217)$$

5. Визначається задана витрата повітря на кожний гофр $G_{20\phi_{зад_{k,i}}}$ кожної поверхні з урахуванням заданого коефіцієнта витрати $K_{G_{k,i}}$, який забезпечує зміну витрати повітря на окремі ділянки (наприклад, в районі нервюр бажано мати гофри з підвищеними питомими витратами), кг/год:

$$G_{20\phi_{зад_{k,i}}} = \frac{G_{\Sigma} \cdot \bar{G}_k}{\sum_{i=1}^{N_{отв_k}} (F_{20\phi_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})} \cdot F_{20\phi_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}}, \quad (3.218)$$

де $\sum_{i=1}^{N_{отв_k}} (F_{20\phi_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})$ - сума добутків площі гофра на коефіцієнт збільшення витрати для розрахункової поверхні.

6. Визначається задана сумарна витрата повітря для отворів гофра, кг/год:

$$G_{отв_{зад_{k,i,j}}} = \frac{G_{20\phi_{зад_{k,i}}}}{n_{отв_k}}, \quad (3.219)$$

де $n_{отв_k}$ - кількість необхідних отворів в гофрах в припущенні, що діаметри отворів в кожному гофрі рівні.

7. Визначається задана швидкість повітря в гофрі, м/с:

$$V_{20\phi_{зад_{k,i}}} = \frac{G_{20\phi_{зад_{k,i}}}}{3600 \cdot F_{20\phi_{k,i}} \cdot \gamma_{зад}}. \quad (3.220)$$

8. За значеннями $\Delta P_{кам_{зад}}$ і $G_{20\phi_{зад_{k,i}}}$ визначається заданий сумарний коефіцієнт втрат для кожного гофра кожної поверхні:

$$\xi_{\Sigma_{зад_{k,i}}} = \Delta P_{кам_{зад}} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{зад} \cdot \left(\frac{3600 \cdot F_{20\phi_{k,i}}}{G_{20\phi_{зад_{k,i}}}} \right)^2. \quad (3.221)$$

9. Визначається гідравлічний коефіцієнт шляхових втрат $\xi_{шлях_{k,i}}$ як сума втрат на вході в гофри $\xi_{вх}$ і довжинних втрат $\xi_{дов_{k,i}}$:

$$\xi_{шлях_{k,i}} = \xi_{вх} + \xi_{дов_{k,i}} \quad (3.222)$$

в такій послідовності:

9.1. Визначається коефіцієнт опору на довжинні втрати $\xi_{дов_{k,i}}$:

- обчислюється число Рейнольдса для повітря в кожному гофрі:

$$Re_{k,i} = \frac{V_{зоф_{зад_{k,i}}} \cdot 4 \cdot F_{зоф_{k,i}} \cdot \gamma_{зад}}{\Pi_{зоф_{k,i}} \cdot \mu \cdot g}, \quad (3.223)$$

де μ - коефіцієнт кінематичної в'язкості, м/с², визначається як

$$\mu = 1,7336 \cdot \sqrt{1 + 0,003665 \cdot t_n} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_n)^2 \cdot 10^6; \quad (3.224)$$

- визначається коефіцієнт тертя (для круглого січення) $\lambda_{тер_{k,i}}$ залежно від значень $Re_{k,i}$:

- якщо $Re_{k,i} \leq 2000$, то

$$\lambda_{тер_{k,i}} = \frac{64}{Re_{k,i}}; \quad (3.225)$$

- якщо $2000 < Re_{k,i} \leq 4000$, то

$$\lambda_{тер_{k,i}} = \frac{0,3164}{Re_{k,i}^{0,25}}; \quad (3.226)$$

- якщо $Re_{k,i} > 4000$, то

$$\lambda_{тер_{k,i}} = \frac{1}{(1,8 \cdot \log Re_{k,i} - 1,64)^2}; \quad (3.227)$$

- оскільки січення гофрів прямокутні, то коефіцієнти тертя $\lambda_{тер_{k,i}}$ визначаються з урахуванням поправки на прямокутне січення $k_{1_{k,i}}$:

$$\lambda_{тер_{пр_{k,i}}} = k_{1_{k,i}} \cdot \lambda_{тер_{k,i}}. \quad (3.228)$$

Величини $k_{1_{k,i}}$ визначаються як функція $k_1 = f\left(\frac{H_{зоф_{k,i}}}{B_{зоф_{k,i}}}\right)$ шляхом інтер-

поляції за значеннями функції $k_1 = f\left(\frac{H_{\text{гоф}}}{B_{\text{гоф}}}\right)$, представленим в таблиці 3.6.

Таблиця 3.6 – Значення функції $k_1 = f(H_{\text{гоф}}/B_{\text{гоф}})$

$H_{\text{гоф}}/B_{\text{гоф}}$	0,00	0,10	0,20	0,40	0,50
k_1	1,50	1,34	1,20	1,02	1,00

- визначається коефіцієнт опору на довжинні втрати:

$$\xi_{\text{дов}_{k,i}} = \frac{\lambda_{\text{терпр}_{k,i}} \cdot L_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot \Pi_{\text{гоф}_{k,i}}}{4 \cdot F_{\text{гоф}_{k,i}}}, \quad (3.229)$$

де $L_{\text{гоф}_{k,i}}$ - довжина гофра.

9.2. Визначається коефіцієнт втрат на вході в гофр (за діаграмою ДЗ-11 - вход в трубу або канал, розташований на стінці) з урахуванням поправки на кривизну ($\xi_{\text{кр}}$)

$$\xi_{\text{вх}} = 0.63 + \xi_{\text{кр}} = 0.63 + 0.07 = 0.70, \quad (3.230)$$

де $\xi_{\text{кр}} = 0,07$ - прийнята поправка на кривизну (числове значення поправки визначено з урахуванням технологічних особливостей виготовлення вхідної ділянки гофрів за діаграмою ДЗ-4).

9.3. Визначається гідравлічний коефіцієнт шляхових втрат:

$$\xi_{\text{шлях}_{k,i}} = \xi_{\text{дов}_{k,i}} + \xi_{\text{вх}}. \quad (3.231)$$

10. Визначається заданий коефіцієнт втрат на виході з гофрів:

$$\xi_{\text{вих}_{\text{зад } k,i}} = \xi_{\Sigma \text{зад } k,i} - \xi_{\text{шлях}_{k,i}}. \quad (3.232)$$

11. За одержаними значеннями $\xi_{\text{вих}_{\text{зад } k,i}}$ розраховуються площі $F_{\text{отв}_{\text{зад } k,i,\Sigma}}$ і діаметри $d_{\text{отв}_{\text{зад } k,i,j}}$ заданих отворів. Визначається таке значення $d_{\text{отв}_{\text{зад } k,i,j}}$, при якому виконується умова:

$$d_{\text{отв}_{\text{зад } k,i,\Sigma}} = f\left(\xi_{\text{вих}_{\text{зад } k,i,\Sigma}}\right), \quad (3.233)$$

де значення $\xi_{\text{вих}_{\text{зад } k,i,\Sigma}}$ дорівнює значенню, обчисленому за формулою (3.232).

12. Алгоритм обчислень, заснований на визначенні функції

$\xi_{вих_{зад\ k,i}} = f(\bar{F}_{зад\ k,i})$ залежно від розташування отворів в гофрах.

12.1. За значенням $\xi_{вих_{зад\ k,i}}$, одержаними за формулою (3.232), інтерполяцією сплайном визначається $\bar{F}_{зад\ k,i}$ (табульовані значення функції $f(\bar{F}) = \xi_{вих}$ представлено в таблиці 3.6, що відповідає таблиці, наведеної в діаграмі Д11-25).

12.2. За значенням $\bar{F}_{зад\ k,i}$ визначається:

$$F_{отв_{зад\ k,i\Sigma}} = \bar{F}_{зад\ k,i} \cdot F_{20\phi_{k,i}}. \quad (3.234)$$

12.3. За значенням $F_{отв_{зад\ k,i\Sigma}}$ визначається $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$:

$$d_{отв_{зад\ k,i,j}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{отв_{зад\ k,i\Sigma}}}{3.14 \cdot n_{отв_k}}}. \quad (3.235)$$

12.4. Функція $\xi_{вих_{зад\ k,i}} = f(\bar{F}_{зад\ k,i})$ визначається залежно від розташування отворів в гофрах

- при бічному розташуванні отворів ($\xi_{вих_{вих\ k}} = 0$) розрахунок виконується за діаграмою Д11-25 за одне наближення, при цьому $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$ приймається рівним значенню, визначеному за формулою (3.235);

- при торцевому розташуванні отворів ($\xi_{вих_{вих\ k}} = -1$) розрахунок функції $\xi_{вих_{зад\ k,i}} = f(\bar{F}_{зад\ k,i})$ виконується методом послідовних наближень з використанням діаграм Д11-22, Д11-24, Д4-19, при цьому одержане значення $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$ приймається як початкове значення (першого наближення)

$$d_{отв_{зад\ k,i,j}}^1 = d_{отв_{зад\ k,i,j}}.$$

Ітераційний процес закінчується при досягненні умови:

$$\left| \xi_{вих_{зад\ k,i}}^m - \xi_{вих_{зад\ k,i}}^{m-1} \right| \leq \delta\xi, \quad (3.236)$$

де m - кількість ітерацій; $\delta\xi$ - задана точність обчислень $\xi_{вих}$.

Таким чином, в результаті обчислень визначається значення $\bar{F}_{зад\ k,i}^m$, яке задовольняє умові $\bar{F}_{зад\ k,i} = f(\xi_{вих_{зад\ k,i}})$, де значення $\xi_{вих_{зад\ k,i}}$ дорівнює значенню, визначеному за формулою (3.257).

12.5. За значенням $\bar{F}_{зад\,k,i}$ знаходяться сумарні площі отворів за формулою (3.234).

12.6. За значенням $\bar{F}_{зад\,k,i,\Sigma}$ визначаються задані діаметри отворів $d_{отв\,зад\,k,i,j}$ за формулою (3.235).

13. За одержаними значеннями $d_{отв\,зад\,k,i,j}$ визначаються коефіцієнти витрати повітря $\mu_{отв\,k,i}$, швидкості повітря на виході з отворів $V_{отв\,зад\,k,i,j}$ та очікувані перепади тисків $\Delta P_{отв\,зад\,k,i,\Sigma}$.

Розрахунок виконується залежно від методу вимірювання перепадів тиску.

13.1. Якщо вимірювання перепаду тиску має виконуватися спеціальним мірним приладом - насадкою (в цьому випадку у вихідній інформації задається $d_{м/у\,k} > 0$), то зазначені параметри визначаються в такій послідовності:

- визначається коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах за формулою Дарсі-Вейсбаха:

$$\mu_{отв\,зад\,k,i,j} = 0.63 + 0.37 \cdot \left(\frac{F_{отв\,зад\,k,i,j}}{F_{зоф\,k,i}} \right)^3; \quad (3.237)$$

- визначається задана швидкість повітря в отворі:

$$V_{отв\,зад\,k,i,j} = \frac{G_{отв\,зад\,k,i,j}}{3600 \cdot F_{отв\,зад\,k,i,j} \cdot \mu_{отв\,зад\,k,i,j} \cdot \gamma_{зад}}; \quad (3.238)$$

- за одержаним значенням $\mu_{отв\,зад\,k,i,j}$ визначається очікуваний перепад тиску на виході з отвору за формулою:

$$\Delta P_{отв\,k,i,j} = \frac{\gamma_{зад} \cdot V_{отв\,зад\,k,i,j}^2}{2 \cdot 9.81}. \quad (3.239)$$

Одержане значення перепаду тиску на виході з отвору $\Delta P_{отв\,k,i,j}$ приймається за початкове значення (перше наближення) перепаду тиску на виході мірного приладу:

$$\Delta P_{м/у\,k,i,j}^1 = \Delta P_{отв\,k,i,j}; \quad (3.240)$$

- за початковим значенням $\Delta P_{M/y_{k,i,j}}^I$ методом послідовних наближень визначається таке значення $\Delta P_{M/y_{k,i,j}}^m$, яке відповідає значенню коефіцієнта витрати $\mu_{M/y_{k,i,j}}$, розрахованому за формулою (3.262).

Значення $\Delta P_{M/y_{k,i,j}}^m$ визначається за тарувальною кривою мірного приладу, яка задається функцією $\Delta P = F(\mu)$, одержаною при таруванні даного мірного приладу.

Розрахунок визначення $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ вважається завершеним, якщо виконується умова:

$$|\Delta P_{M/y_{k,i,j}}^m - \Delta P_{M/y_{k,i,j}}^{m-1}| \leq \Delta \delta P, \quad (3.241)$$

де $\Delta P \delta$ - точність розрахунку $\Delta P_{M/y_{k,i,j}}$; m - кількість наближень.

13.2. Якщо вимір перепаду тиску має виконуватися Т-подібником, (в цьому випадку у вихідній інформації задається $\xi_{вих\ дооп\ k,i,j} = 0$), то параметри, зазначені в п. 11, визначаються в такій послідовності:

- знаходиться коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$.

Значення $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ визначається методом інтерполяції як функція $\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_H)$, де:

$$\varepsilon_H = \frac{P_{атм}}{P_{кам\ зам}}. \quad (3.242)$$

Табульовані значення функції $\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_H)$ представлено в таблиці 3.5.

- за значенням $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ знаходиться задана швидкість повітря в отворі за формулою:

$$V_{отв\ зад\ k,i,j} = \frac{G_{отв\ зад\ k,i,j}}{3600 \cdot F_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \mu_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \gamma_{зад}}; \quad (3.243)$$

- визначається очікуваний перепад тиску на виході з Т-подібника:

$$\Delta P_{отв\ k,i,j} = \frac{\gamma_{атм} \cdot V_{отв\ зад\ k,i,j}^2}{2g}. \quad (3.244)$$

14. Визначаються параметри доопрацьованих отворів за заданими значенням тиску повітря в камері ($P_{кам\ зад}$) і діаметрів доопрацьованих отворів ($d_{отв\ дооп\ k,i,j}$).

Розрахунок виконується, якщо у вихідній інформації вказуються значення діаметрів доопрацьованих отворів $d_{отв\ дооп\ k,i,j} > 0$.

Визначаються такі параметри доопрацьованих отворів:

- сумарні витрати повітря через допрацьовані отвори $G_{отв\ дооп\ k,i,\Sigma}$;
- гідравлічні втрати на виході з отворів $\xi_{вих\ дооп\ k,i,j}$;
- сумарні гідравлічні втрати $\xi_{\Sigma\ дооп\ k,i}$.

Якщо вимір перепаду тиску проводиться безпосередньо в отворі (Т-подібником), то значення параметрів, зазначених в п. 11, визнаються за таким алгоритмом:

- знаходиться коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$.

Значення $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ визначається методом інтерполяції як функція

$\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_H)$, де:

$$\varepsilon_H = \frac{P_{атм}}{P_{кам\ зам}}. \quad (3.245)$$

Табульовані значення функції $\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_H)$ представлено в таблиці 3.5

- за значенням $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ знаходиться задана швидкість повітря в отворі за формулою:

$$V_{отв\ зад\ k,i,j} = \frac{G_{отв\ зад\ k,i,j}}{3600 \cdot F_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \mu_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \gamma_{зад}}. \quad (3.246)$$

15. При вимірюванні перепаду тиску безпосередньо в отворі (за допомогою Т-подібника) перепад тиску $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ визначається за формулою:

$$\Delta P_{отв\ k,i,j} = \frac{\gamma_{атм} \cdot V_{отв\ зад\ k,i,j}^2}{2g}, \quad (3.247)$$

де

$$\gamma_{атм} = \frac{P_{атм}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}, \quad (3.248)$$

$\gamma_{атм}$ - питома вага повітря при атмосферному тиску (на виході з Т-подібника), кг/м³;

$$G_{отв\ зам\ k,i,j} = 3600 \cdot \mu_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot F_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}}. \quad (3.249)$$

16. При вимірюванні перепаду тиску на виході з отвору спеціальним мірним приладом (насадкою) очікувані значення перепадів тисків $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ визначаються за формулою:

$$G_{отв\ зам\ k,i,j} = 3600 \cdot \mu_{м/у\ k} \cdot F_{м/у\ k} \cdot \sqrt{\Delta P_{м/у\ k,i,j} \cdot P_{атм} \cdot \frac{2g}{29,3 \cdot (273 + t_n)}}, \quad (3.250)$$

$$G_{отв\ зам\ k,i,j} = 3600 \cdot \mu_{м/у\ k} \cdot F_{м/у\ k} \cdot \sqrt{\Delta P_{м/у\ k,i,j} \cdot P_{атм} \cdot \frac{2g}{\gamma_{атм}}}, \quad (3.251)$$

де $F_{м/у\ k}$ - площа каліброваного отвору мірного приладу (діаметром $d_{м/у\ k}$), в якому проводиться вимір динамічного напору, м²:

$$F_{м/у\ k} = \frac{3,14 \cdot d_{м/у\ k}^2}{4}, \quad (3.252)$$

де $\mu_{м/у\ k}$ - коефіцієнт витрати повітря з мірного приладу. Значення $\mu_{м/у\ k}$ визначається (методом лінійної інтерполяції) за тарувальною кривою цього приладу як функція $\mu = f(\Delta P)$, яка одержана за попереднім таруванням даного мірного приладу.

17. При вимірюванні перепадів тиску в отворі мірним приладом спочатку проводиться вибір самого приладу з наявних, при цьому площа мірного приладу $F_{м/у}$ відома.

18. За рівнянням витрати повітря і розрахованої в 3.218 величині витрати повітря через отвір визначається комплекс $\mu_{м/у} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв}}$, м:

$$G_{омв} = 3600 \cdot \mu_{м/у} \cdot F_{м/у} \cdot \sqrt{\Delta P_{омв} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma}. \quad (3.253)$$

Далі за відомими залежностями коефіцієнта витрати $\mu_{м/у} = f(\Delta p)$ (дається в паспорті до вибраного приладу) визначаються значення $\Delta P_{омв}$ методом послідовних наближень.

3.3.4 Основні формули та позначення

Перепад тисків у камері, кг/м²:

$$\Delta P_{кам} = P_{кам} - P_{атм}, \quad (3.254)$$

де $P_{атм}$ - тиск середовища, куди виходить повітря (якщо повітря виходить в атмосферу, то атмосферний тиск), кг/м²; $P_{кам}$ - тиск повітря в камері, кг/м².

Питома вага повітря, кг/м³:

$$\gamma_{зам} = \frac{P}{RT} = \frac{P}{29,3 \cdot (273 + t_n)}, \quad (3.255)$$

де t_n - температура повітря.

Витрата повітря в отворі, кг/год:

- якщо вимір динамічного напору проводиться мірним приладом типу витратомірної насадки, то:

$$G_{омв} = 3600 \cdot \mu_{м/у} \cdot F_{м/у} \cdot \sqrt{\Delta P_{омв} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma} = F_{G_{омв}}(\mu_{м/у}, F_{м/у}, \Delta P_{омв} \cdot \gamma), \quad (3.256)$$

де $F_{м/у}$ - площа отвору в мірному приладі; $\Delta P_{омв}$ - перепад тиску повітря на виході з отвору; $\mu_{м/у}$ - коефіцієнт опору на виході з отвору в мірному приладі;

- якщо вимір динамічного напору проводиться безпосередньо в отворі, то:

$$\begin{aligned} G_{омв} &= 3600 \cdot \mu_{вих_{омв}} \cdot F_{омв} \cdot \sqrt{\Delta P_{омв} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma} = \\ &= F_{G_{омв}}(\mu_{вих_{омв}}, F_{омв}, \Delta P_{омв} \cdot \gamma), \end{aligned} \quad (3.257)$$

де $F_{омв}$ - площа отвору; $\mu_{вих_{омв}}$ - коефіцієнт опору на виході з отвору.

Заміряна витрата повітря в гофрах:

$$G_{\text{гоф}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{отв}}} G_{\text{отв}_i} \cdot \quad (3.258)$$

Розрахункова витрата повітря в отворі:

$$G_{\text{отв}} = G_{\text{гоф}} \cdot K_{G_{k,i}} = \frac{G_{\Sigma} \cdot \bar{G}_k}{\sum_{i=1}^{N_{\text{отв}_k}} (F_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})} \cdot F_{\text{гоф}_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}} \cdot \quad (3.259)$$

Розрахункова витрата повітря в гофрі:

$$G_{\text{гоф}} = \frac{G_{\Sigma}}{n_{\text{гоф}}} \cdot \quad (3.260)$$

Швидкість повітря в отворах гофрів при докритичному витіканні з отворів в гофрах:

$$V_{\text{отв}} = \frac{G_{\text{отв}}}{3600 \cdot F_{\text{отв}} \cdot \gamma \cdot \mu_{\text{вих}_{\text{отв}}}} = F_{v_{\text{отв}}} (G_{\text{отв}}, F_{\text{отв}}, \mu_{\text{вих}_{\text{отв}}}, \gamma) \cdot \quad (3.261)$$

Швидкість повітря в гофрі:

$$V_{\text{гоф}} = \frac{G_{\text{гоф}}}{3600 \cdot F_{\text{гоф}} \cdot \gamma} = F_{v_{\text{гоф}}} (G_{\text{гоф}}, F_{\text{гоф}}, \gamma) \cdot \quad (3.262)$$

Сумарний коефіцієнт втрат тиску повітря (коефіцієнт опору в гофрі):

$$\xi_{\Sigma} = \Delta P_{\text{кам}} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma \cdot \left(\frac{3600 \cdot F_{\text{гоф}}}{G_{\text{отв}_{\Sigma}}} \right)^2 = F_{\xi_{\Sigma}} (\Delta P_{\text{кам}}, F_{\text{гоф}}, G_{\text{отв}_{\Sigma}}, \gamma) \cdot \quad (3.263)$$

$$\xi_{\Sigma} = \xi_{\text{шлях}} + \xi_{\text{вих}} \cdot \quad (3.264)$$

де $F_{\text{гоф}}$ - площа гофра; $G_{\text{отв}_{\Sigma}}$ - сумарна площа отворів; $\mu_{\text{вих}_{\text{отв}}}$ - коефіцієнт втрат тиску на виході з отвору; $\xi_{\text{шлях}}$ - коефіцієнт шляхових втрат.

Коефіцієнт шляхових втрат тиску повітря в гофрі:

$$\xi_{\text{шлях}} = \xi_{\Sigma} - \xi_{\text{вих}_{\text{отв}}} = \xi_{\text{вх}} + \xi_{\text{тер}} \cdot \quad (3.265)$$

де $\xi_{\text{вх}_{\text{отв}}}$ - коефіцієнт втрат тиску на вході в отвір; $\xi_{\text{тер}}$ - коефіцієнт втрат тиску на тертя.

Використані індекси:

k - номер поверхні, де

$k = 1$ відповідає верхній поверхні;

$k = 2$ відповідає нижній поверхні;

i - номер гофра ($i = 1, 2, \dots, N_{\text{гофр}_k}$);

j - номер отвору в кожному i -му гофрі k -ої поверхні ($j = 1, \dots, N_{\text{отв}_{k,i}}$);

$N_{\text{отв}_{k,i}}$ - кількість отворів в кожному гофрі k -ої поверхні;

$N_{\text{гофр}_k}$ - кількість гофрів на k -ій поверхні;

зам - індекс, який присвоюється параметрами, визначеним за виміряним тиском повітря в камері;

зад - індекс, який присвоюється параметрами, визначеним за заданим тиском повітря в камері;

дооп - індекс, який присвоюється параметрам, визначеним для доопрацьованих отворів;

м/у - індекс відноситься до мірного приладу.

Відносна витрата повітря для кожної поверхні:

- якщо $k = 1$, то

$$\bar{G}_k = \bar{G}_{\text{вих}}; \quad (3.266)$$

- якщо $k = 2$, то

$$\bar{G}_k = 1 - \bar{G}_{\text{вих}}; \quad (3.267)$$

де $\bar{G}_{\text{вих}}$ - відносна витрата повітря для $k = 1$, задана у вихідній інформації.

Розрахунки виконуються для кожного гофра кожної поверхні для значень i, j, k , по формулі 3.205.

Таким чином, розроблено методику розрахунку гофрів літакових теплових систем протиобмерзання. Методика дозволяє проводити як перевірочні, так і проектувальні розрахунки. Методика заснована як на теоретичних залежностях так і на залученні експериментальних даних, які проводяться паралельно розрахунку газодинамічних вимірювань, що забезпечує високу точність одержаних результатів.

3.4 Аналіз витрат повітря в роздавальних отворах розподільної труби повітряно-теплових систем протиобмерзання літака з урахуванням докритичних режимів течії

При сучасному розвитку авіації відбувся якісний стрибок в області проектування аеродинамічного профілю. Зміна товщини профілю в сторону зменшення зробила конструктивно неможливим виконання декількох місць підведення повітря уздовж розмаху крила до роздавального трубопроводу повітряно-теплової СПО, в зв'язку з чим довжина роздавальних трубопроводів різко зростає і становить на деяких літаках більше 10 м. Натурні дослідження таких систем пов'язані з ризиком аварійних ситуацій і проблемами вимірювання необхідних величин. Експериментальні дослідження гідравлічних характеристик системи можливі на натурному стенді. Результати таких випробувань можуть бути використані для розробки математичної моделі гідравлічних характеристик СПО, яка застосовна для всіх можливих режимів польоту.

Для гідравлічних процесів в роздавальних трубах СПО режими витікання з отворів є критичними (швидкість течії дорівнює швидкості звуку в потоці) або близькими до них. Швидкість же повітря у підвідних трубах СПО може становити близько 0,7 критичної, а в місцях звужень (обмежено-рухливі з'єднання) досягати критичної. Тому моделювання гідравлічних режимів таких систем можливо тільки на основі газодинамічних функцій [1].

3.4.1 Методика дослідження гідравлічних режимів в розподільній трубі та роздавальних отворах повітряно-теплових систем протиобмерзання літака

Запропоновано нову методику дослідження гідравлічних режимів в розподільній трубі та роздавальних отворах ПТ СПО літака, яка не потребує експериментального визначення коефіцієнта ефективної площі μ_F . Показано, що й на докритичних режимах роботи системи можлива рівномірна роздача повітря.

Традиційна методика підбору діаметрів отворів в розподільній трубі ПТ СПО літака виходить з таких положень [109]:

- на всіх режимах роботи системи співвідношення між витратами повітря через отвори в різних точках розподільної труби змінюється незначно, що досягається забезпеченням критичного режиму витікання через отвори;

- підбір діаметрів отворів здійснюється на одному, найбільш напруженому режимі й розподіл повітря перевіряється на інших основних гідравлічних режимах. У наземних умовах проводиться перевірка працездатності системи на стенді;

- в найбільш напруженому режимі за відомої витрати повітря (G), заданої на вході температури гальмування (T^*), наявним повним тиском джерела тиску (P_u^*) (визначаються із загальних вимог до системи) з умови сталості діаметра розподільної труби і можливості еквівалентування всіх січень отворів одним сумарним (при критичному режимі течії на кожному з отворів) визначається діаметр розподільної труби і сумарне січення всіх отворів (F_s);

- за F_s визначаються число отворів, їх діаметр і крок.

Модель процесів у вихідних січеннях отворів може бути з високою точністю описана газодинамічними функціями [1]. Нехай λ - коефіцієнт швидкості, $\lambda = w/a_{кр}$, де w – швидкість потоку повітря, $a_{кр}$ – критична швидкість (швидкість звуку) в потоці, $a_{кр} = 18,3\sqrt{T^*}$. Тоді за статистичним тиском з урахуванням швидкості потоку, що набігає, можна визначити повний тиск на вихідному січенні отвору. Для цього за величиною витрати повітря через отвір G , статистичним зовнішнім тиском $P_{ст}$, січенням отвору $F_{отв}$ і температурою гальмування T^* визначається значення функції $y(\lambda)$:

$$y(\lambda) = \frac{y}{1 - \frac{\lambda^2}{6}} = G \cdot \sqrt{T^*} / (0.3965 \cdot F \cdot P_{ст}) \quad (3.268)$$

де $G = G_{отв}$ і $F = F_{отв}$.

Якщо $y(\lambda) > y(1)$, то має місце критичний режим. Швидкість витікання на вихідному січенні дорівнює $a_{кр}$ і $\lambda_{вих} = 1$, а мінімально можливий статичний тиск P_{min} на вихідному січенні отвору тоді визначається із співвідношення (3.293) при

$$y(\lambda) = y(1).$$

При $y(\lambda) < y(1)$ значення $\lambda_{вих}$ знаходиться оберненням функції $y(\lambda)$. Значення повного тиску знаходять зі співвідношення:

$$q(\lambda) = 1,2^{2,5} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{\lambda^2}{6}\right)^{2,5} = \frac{G \cdot \sqrt{T^*}}{0,3965 \cdot F \cdot P^*}, \quad (3.269)$$

для $G = G_{омв}$ і $F = F_{омв}$, де значення $q(\lambda) = 1$ при $\lambda = 1$.

Для розрахунку перепаду тиску на трубі постійного січення при постійній температурі гальмування однією з найточніших є описана в [1] модель на основі газодинамічних функцій, яка складається в наступному:

1. За значеннями G , T^* , P^* і площі поперечного січення F згідно (3.269) визначається $q(\lambda)$. При $q(\lambda) \geq 1$ приймається $q(\lambda) = 1$, $\lambda_2 = 1$ і тоді фактичний повний тиск P_2^* на вихідному січенні труби визначається із співвідношення (3.294), де різниця $P^* - P_2^*$ – стрибок ущільнення. При $q(\lambda) < 1$ коефіцієнт швидкості на кінці ділянки труби λ_2 визначається оберненням функції $q(\lambda_2)$.

2. Визначається λ_1 на початку (за потоком) труби зі співвідношення:

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda_2) = \left[\frac{1}{\lambda_1^2} + 2 \cdot \ln(\lambda_1) \right] - \left[\frac{1}{\lambda_2^2} + 2 \cdot \ln(\lambda_2) \right] = \frac{7}{6} \xi_{н.тр}, \quad (3.270)$$

де $\xi_{н.тр}$ – коефіцієнт опору тертя труби, розрахований для нестисливої рідини.

3. За λ_1 визначається $q(\lambda_1)$, а по ньому зі співвідношення (3.269) і повний тиск на початку (за потоком) труби.

Висока точність розрахунку втрат тиску на місцевих опорах досягається в методі приведеної довжини, коли розрахунок втрат тиску ведеться як для труби з $\xi_{н.тр} = \xi_m$, де ξ_m – коефіцієнт місцевого опору, розрахований для нестисливої рідини і приведений до справжньої швидкості течії. При розрахунках втрат тиску на місцевих опорах в разі нестисливої рідини можна користуватися (і це часто роблять) перерахунком коефіцієнта місцевого опору на іншу швидкість, де коефіцієнт перерахунку обернено пропорційний квадрату швидкості. Але у разі стисливої рідини це вносити похибку у визначення перепаду тиску.

При розрахунку перепаду тиску за методикою приведеної довжини для місцевого опору з коефіцієнтом $\xi_m = 1$ величину такої похибки в залежності від

швидкості у вихідному (за потоком) січенні представлено графіком на рис. 3.12 як функцію відношення $G/G_{кр}$ – витрати до критичного значення витрати (під $G_{кр}$ розуміється таке значення витрати, що на вихідному січенні має місце критичний режим течії, але величина стрибка ущільнення дорівнює нулю). Також на рис. 3.12 наведено графік залежності для коефіцієнта швидкості λ як функцію відношення $G/G_{кр}$. При розрахунках в обох випадках вважалося однакове січення труби, а при значенні витрати в другому варіанті – у два рази меншим, ніж у першому величина $\xi_{m1} = 4$, а $\xi_{m2} = 1$ (обернено пропорційно квадрату швидкості). Повний тиск на вихідному січенні елементів дорівнював 1 атм, а температура гальмування $T^* = 15$ °С.

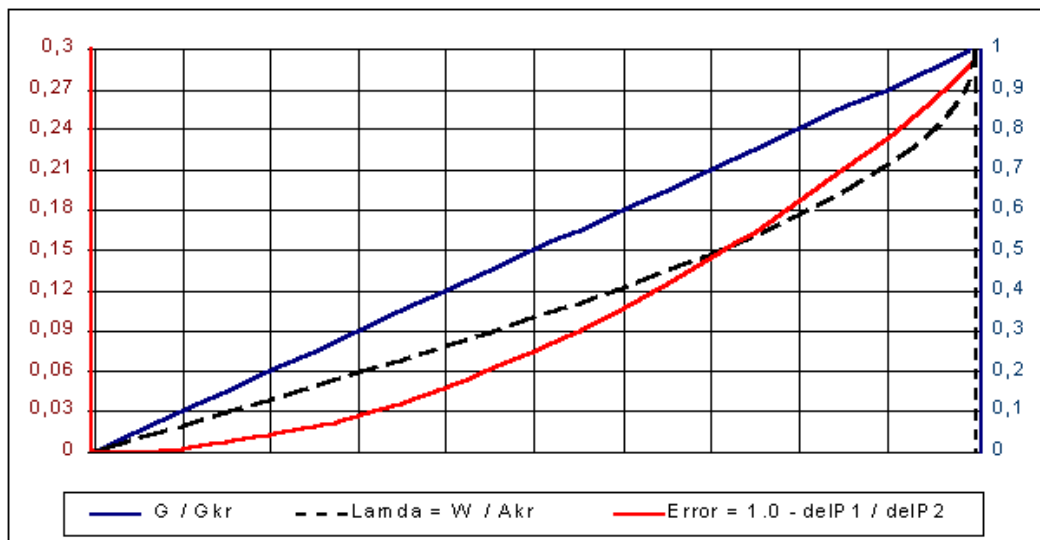


Рисунок 3.12 – Величина похибки розрахунку втрат тиску за приведеною довжиною ($\xi_m = 1$) і коефіцієнта швидкості λ в залежності від $G/G_{кр}$

З аналізу графіків, наведених на рис. 3.12, випливає, що похибка визначення перепаду тиску перевищує 6 % вже при $G/G_{кр} > 0,3$, тобто при $\lambda > 0,2$. Отже, переприведення коефіцієнта місцевого опору на іншу швидкість недоцільно, оскільки в сучасних ПТ СПО в трубах $\lambda > 0,25$, а на вихідних отворах зазвичай близько до $\lambda = 1$.

При розрахунках трійників відповідно до моделей, описаних в [50], для кожного типу трійника перепад тиску на парах його відносився до швидкості в

збірному рукаві. Використання такої моделі для розрахунків повітряних розподільних мереж, як видно з рис. 3.12, вносить похибку, яка досягає 29 % на білякритичних режимах течії. Крім того, описана в [42] базова модель містила розриви в перепадах тисків при переходах від одного типу трійника до іншого.

Її уточнення було запропоновано в [53]. На основі останньої в [20] дан опис способу віднесення сумарних коефіцієнтів опорів, приведених до швидкості в збірному рукаві, на опори кожного з трьох елементів, а для близьких до нуля відношень витрат в бічному відгалуженні та збірному рукаві трійника також додатковий перепад тиску для бокового відгалуження, що розраховується як частка швидкісного напору збірного рукава. Такий спосіб перевірявся на численних схемах мереж і в поєднанні з описаними вище способами визначення перепадів тиску на вихідних січеннях (на трубах і на місцевих опорах), реалізованих в програмному комплексі СЕТЬВЕ, дозволив забезпечити високу точність розрахунків витрат в розподільних мережах. Досвід використання ПК СЕТЬВЕ дозволяє сподіватися на високу точність визначення витрат через отвори в розподільних трубах ПТ СПО довільної конфігурації. Основою для цього є також близькість результатів дослідження спрощених схем ПТ СПО за традиційною методикою і за допомогою ПК СЕТЬВЕ.

На точність розрахунку впливає спосіб виділення типових елементів схеми і формування розрахункової схеми. При формуванні розрахункової гідравлічної схеми для варіанту ПТ СПО, представленого на рис. 3.13, схема умовно ділилася на три частини: початкова ділянка, розподільна труба та отвори.

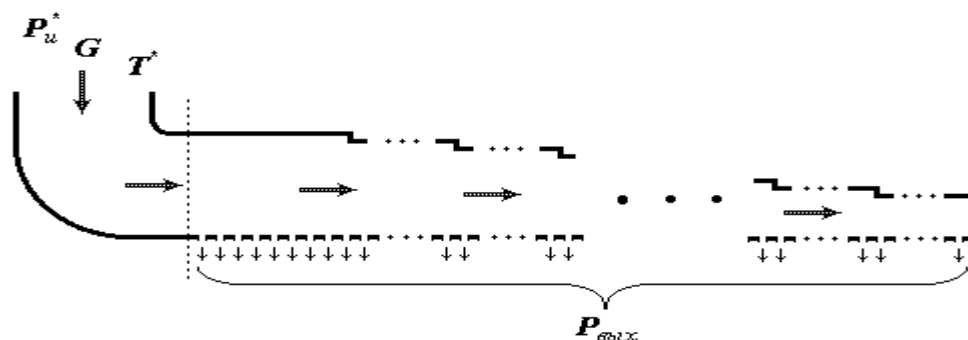


Рисунок 3.13 - Розрахункова схема розподільної труби повітряно-теплової системи протиобмезання

Початкова ділянка може мати довільну структуру елементів і включати прямі ділянки труб, повороти потоку, дросельні шайби, компенсатори тощо. Визначення коефіцієнтів втрат ξ (розрахованих на справжню швидкістю течії) для таких елементів ведеться згідно [42].

Ділянки розподільної труби між отворами представлялися прямою трубою відповідного діаметру і довжиною, яка дорівнює відстані між отворами. При фактичній зміні діаметра розподільної труби (раптові звуження) враховувався коефіцієнт місцевого опору звуження, який визначається згідно з [42]. При плавній зміні діаметра розподільної труби вона представляється системою труб з діаметрами незмінного січення, що зменшуються, оскільки всі відомі в гідравліці залежності для визначення перепаду тиску на елементі припускають сталість його січення.

Отвори представлялися ділянкою прямої труби з довжиною, рівною товщині розподільної труби та його діаметром. Якщо кілька отворів об'єднувалися в одне, то діаметр визначався за сумарною площею усіх таких отворів. На гідравлічній схемі сам отвір позначався трійником з кутом 90° .

Кожен з отворів міг мати свій діаметр $d_{отв}$. Його зміною можна домогтися забезпечення рівномірності роздачі повітря в обраному режимі роботи системи, де, як правило, через втрати тиску в розподільній трубі в напрямку течії повітря потрібно збільшувати січення отворів.

Для кожного з отворів може бути задано своє граничне значення статичного тиску, що відповідає режиму функціонування системи, але допустимим також є режим, коли задається єдине значення граничного статичного тиску, як це представлено на рис. 3.13.

При діаметрах розподільної труби, що дискретно зменшуються, варіанта ПТ СПО крила літака довжиною 10,3 м були підібрані діаметри отворів для наземного режиму роботи системи. Після чого зниженням вхідного тиску за допомогою ПК СЕТЬВЕ проведена розрахункова перевірка рівномірності розподілу витрат повітря через отвори по довжині розподільної труби для різних розрахункових режимів, в тому числі й докритичного витікання через роздавальні отвори. При цьому виявилось, що витрати через перше та останнє

отвори аж до висоти 5 км відрізнялися не більше ніж на 4 % і тільки на висоті 6 км вони відрізняються на 8 %. Тобто необхідна рівномірність розподілу повітря через отвори забезпечується. Одержані результати для наземного режиму роботи системи будуть перевірені на створюваному натурному стенді.

Рівномірність розподілу повітря через роздавальні отвори на докритичних режимах течії повітря є несподіваним результатом. Для його обґрунтування були проведені додаткові дослідження, а саме розрахунки для одиничного отвору, представленого у виді прямої труби його діаметра і коефіцієнтом місцевого опору $\xi_m = 1$. При значенні $P_{cm} = 1$ на вихідному січенні отвору і температурі гальмування $T^* = 20$ °С були одержані співвідношення для швидкості зміни тиску на початку отвору як функцію безрозмірної величини $G/G_{кр}$, за якою визначено також коефіцієнт швидкості λ . Графіки таких залежностей наведено на рис. 3.14.

Аналіз графіків, наведених на рис. 3.14. показує, що у разі критичних режимів течії повітря через вихідне січення значення похідної перепаду тиску за співвідношенням $G/G_{кр}$ дорівнює константі (залежною від T^*). Зменшення такого співвідношення не призводить до різкої зміни похідної, і на частині докритичних режимів зменшенню витрати відповідає приблизно така ж швидка зміна тиску, як і у разі критичного режиму.

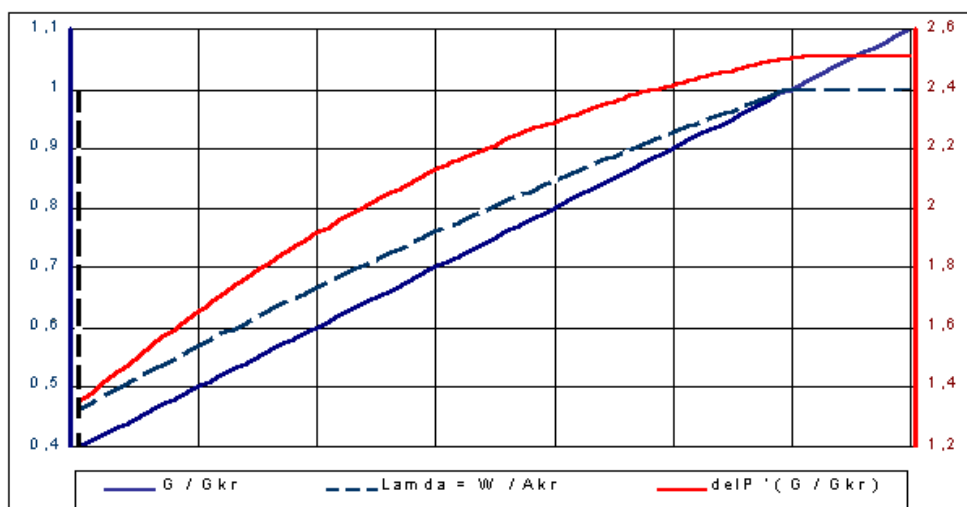


Рисунок 3.14 – Швидкість зміни перепаду тиску від співвідношення $G/G_{кр}$

Нехай рівномірний розподіл повітря досягнуто для деякої сумарної витрати G_{Σ} в розподільній трубі, коли має місце критичний режим течії на всіх роздавальних отворах і сумарна площа отворів менша за площу вхідного січення розподільної труби. Тоді режим течії в трубах буде близьким до автотельного і буде слабо змінюватися (зменшуватися) $\xi_{n,тр}$ кожної з ділянок розподільної труби. Отже, на кожній з ділянок практично незмінними (згідно співвідношення (3.270)) виявляться коефіцієнти швидкості, а значить практично незмінними будуть швидкості потоків і співвідношення витрат через розподільні отвори. У такому варіанті при зменшенні G_{Σ} і досягненні докритичного режиму на частини або на всіх розподільних отворах якісна картина для співвідношення витрат через отвори буде іншою. В силу повільної зміни похідної перепаду тиску на отворі за витратою через нього має місце різке зменшення рівня тиску в розподільній трубі і швидкості в ній. Для більшості трійників відношення витрати в бічному відгалуженні до витрати в збірному рукаві близько до нуля, і для них відмінний від нуля додатковий перепад тиску на бічних відгалуженнях (розраховується як частка швидкісного напору збірного рукава і убуває уздовж потоку), який падає при падінні тиску в трубі. Одночасно зростає коефіцієнт опору витрат на тертя $\xi_{n,тр}$.

Для дослідження спільного впливу всіх перерахованих вище факторів, а також довжини розподільної труби, проводилися чисельні експерименти з використанням ПК СЕТЬВЕ для найпростішого варіанту ПТ СПО, принципова схема якого відповідає наведеній на рис. 3.14 При довжині розподільної труби 6,4 м її діаметр зменшувався від 0,061 до 0,018 м так, щоб приблизно однаковою була швидкість течії повітря. Діаметри отворів підбиралися з умови рівномірності розподілу витрат через отвори для варіанту критичного режиму течії на всіх отворах, що досягається при сумарній критичній витраті $G_{кр,\Sigma} = 2100$ кг/год.

У розрахунковій схемі група отворів об'єднувалася в один, а вся множина отворів представляється їх числом, рівним 64 при відстані між ними 0,1 м. Як граничні умови при чисельних експериментах задавалися $T^* = 200$ °С;

$P_{cm} = 1$ атм і змінювалася величина G_{Σ} .

Зміна розподілу витрат через отвори для різних режимів течії описується співвідношенням витрат в першому g_1 і останньому g_{64} (за потоком) отворах $r_g = g_{64}/g_1$. Розрахункові дані щодо зміни r_g в залежності від величини сумарної витрати представлено в таблиці 3.7 і на рис. 3.15 для довжини розподільної труби 6,4 м.

Таблиця 3.7 – Зміни коефіцієнта r_g в залежності від сумарної витрати G для різних довжин розподільної труби

$L, \text{ м}$	r_g									
	$G, \text{ кг/год}$									
	4	40	400	800	1200	1600	2000	2400	4000	40000
10,24	0,146	0,693	0,842	0,883	0,9173	0,9395	0,9518	0,9546	0,9602	0,9695
6,40	0,345	0,804	0,909	0,948	0,9727	0,9892	0,9988	1,0006	1,0043	1,0106
2,56	0,694	0,947	1,001	1,021	1,0347	1,0442	1,0505	1,0512	1,0522	1,0556
1,024	0,900	1,017	1,042	1,053	1,0617	1,0679	1,0726	1,0729	1,0736	1,0747

Крім базового розрахункового варіанту для оцінки впливу довжини розподільної труби були проведені розрахунки для відстаней між отворами, рівними 0,16, 0,04 і 0,016 м (довжина труби, відповідно, 10,24, 2,56 і 1,024 м) для всіх інших незмінних розрахункових умов (таблиця 3.7). Одержані результати дозволяють зробити такі висновки:

- для $G_{\Sigma} > G_{кр. \Sigma}$ коефіцієнт r_g повільно зростає з ростом G , а швидкість такого росту збільшується з довжиною розподільної труби; для наведених даних таке відношення змінюється не більше ніж на 2 %;

- в діапазоні білякритичних режимів ($1600 < G_{\Sigma} < 2400$) для коефіцієнта r_g характерна більш різка зміна, але й в цьому випадку відхилення від даних для критичної сумарної витрати не перевищує 2 %;

- для варіанта максимальної довжини з ростом G_{Σ} коефіцієнт r_g зростає найшвидше; в діапазоні $800 < G_{\Sigma} < 1600$ він збільшується на 6 %, а в усьому діапазоні витрат від $G_{\Sigma} = 800$ і вище коефіцієнт r_g збільшується всього на 10 %. Для

меншого діапазону зміни коефіцієнта r_g , а також в області менших (докритичних) витрат G_{Σ} діапазон допустимих витрат буде зменшуватися.

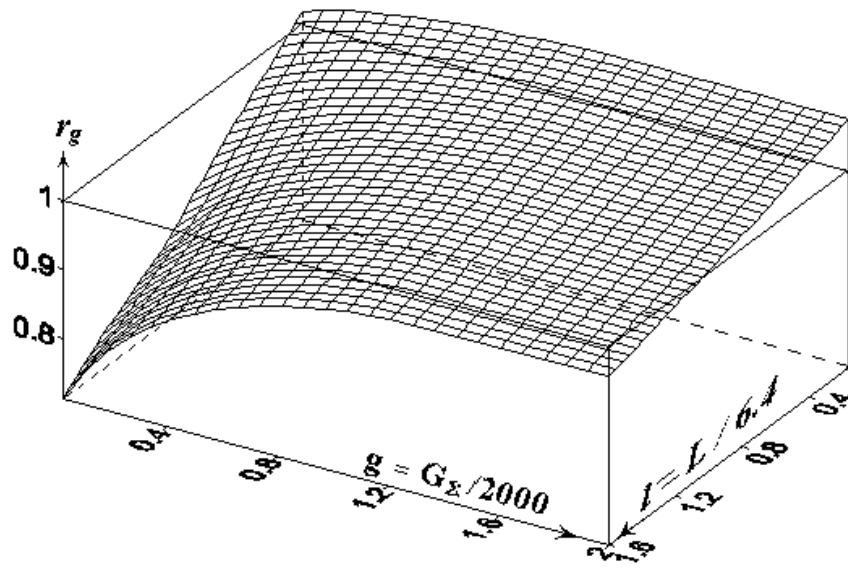


Рисунок 3.15 – Зміна r_g в залежності від величини сумарної витрати для довжини розподільної труби 6,4 м

3.4.2 Експериментальне дослідження гідравлічних процесів в роздавальних трубопроводах системи протиобмерзання

Для гідравлічних процесів в роздавальних трубах СПО режими витікання з отворів є критичними (швидкість течії дорівнює швидкості звуку в потоці) або близькими до них. Швидкість же повітря у підвідних трубах СПО може становити близько 0,7 критичної, а в місцях звужень (обмежено-рухливі з'єднання) досягати критичної. Тому моделювання гідравлічних режимів таких систем можливо тільки на основі газодинамічних функцій [1].

В даний час гідравлічний розрахунок стисливої рідини на основі газодинамічних функцій можливий за допомогою двох комп'ютерних програм ШВИДКІСТЬ [58] і СЕТЬВЕ (розробка ІМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України).

У програмі ШВИДКІСТЬ використовуються класичні та оригінальні, запропоновані в роботі [58], газодинамічні функції, а розрахунок критичних течій можливий тільки на вихідних січеннях. При цьому для вихідних січень необхідно експериментальне визначення коефіцієнта площі μ_F , залежного від режиму

течії. При проведенні розрахункових робіт необхідність експериментального визначення μ_F не викликала значних труднощів, оскільки на попередній стадії проектування СПО його значення задавалися на основі наявного великого практичного досвіду розробників, а пізніше уточнювалися для основних режимів при натурних випробуваннях. При цьому визначалися сумарна витрата через розподільну трубу СПО і наближені значення витрат через отвори. Але через критичні течії у підвідних трубах СПО подальше використання програми ШВИДКІСТЬ стало неможливим.

У програмі СЕТЬВЕ закладена методика розрахунків, що не вимагає визначення коефіцієнта μ_F . Вона не має обмежень на кількість критичних січень і місця їх розташування, як і на структуру потоків. Для побудови моделі системи в програмі СЕТЬВЕ, аналогічно як і в програмі ШВИДКІСТЬ, необхідно формування розрахункової схеми, в якій виділені гілки графа представляються сукупністю типових елементів, де опис моделей типових елементів дається в довідковій літературі [43]. Є можливість побудови декількох розрахункових схем для розподільної труби СПО. Це зображення вихідних отворів (свердлінь) трійником або їх заміщення поворотом потоку, що описується постійним коефіцієнтом опору. Для перевірки таких схем заміщення і визначення області їх застосування для програми СЕТЬВЕ, а також для вивчення процесів витікання повітря з отворів і гідравлічних характеристик роздавального трубопроводу довжиною понад 10 м в ДП «АНТОНОВ» був виготовлений натурний стенд роздавальної труби СПО, на якому за розробленою методикою був проведений широкомасштабний промисловий експеримент.

При гідравлічних дослідженнях експериментатор часто має справу зі складними системами, на стан яких впливає безліч різноманітних факторів. При традиційному методі дослідження необхідні залежності встановлюються при зміні одного з факторів і сталості інших (однофакторний експеримент). Такий підхід вимагає великого числа дослідів. В даний час все частіше застосовуються методи, засновані на математичній теорії експерименту, яка визначає умови оптимального проведення досліджень, в тому числі й при неповній вивченості

фізичної природи явища. Для цього використовується математичний апарат не тільки на стадії обробки результатів вимірювання, як було раніше, але також при підготовці та проведенні дослідів.

При плануванні експерименту був проаналізований вплив різних факторів на величину витрати повітря, що витікає з роздавальних отворів уздовж трубопроводу, та обрано ті з них, які мають найбільший вплив, а саме:

- тиск на вході в роздавальний трубопровід;
- діаметр вихідних отворів в роздавальному трубопроводі.

Вибір даних факторів обумовлений тим, що експериментатор може їх змінювати і вони можуть бути виміряні з досить високою точністю.

Одна з цілей даних досліджень полягала в знаходженні мінімального тиску на вході в роздавальний трубопровід, при якому зберігається рівномірність витікання повітря з роздавальних отворів уздовж всього трубопроводу. На вході в трубопровід встановлювався надлишковий тиск в діапазоні від 2 до 0,5 кг/см², що дозволило змодельовати як критичне, так і докритичне витікання повітря з вихідних отворів роздавального трубопроводу. Діаметр вихідних отворів змінювався від 1,2 до 1,9 мм.

При вихідних отворах 1,2 мм виміри витрати повітря, що витікає з вихідних отворів уздовж роздавального трубопроводу, проводилися за схемою: три отвори через кожні двадцять отворів і додатково в місцях звуження трубопроводу. Виміри витрати повітря проводилися за допомогою виготовленого і тарованого вимірювального пристрою.

Під час дослідів у фіксованих точках трубопроводу за допомогою дифманометрів проводилися виміри надлишкового статичного тиску.

Під час випробувань роздавальний трубопровід розбирався на складові його секції, для кожної з яких проводилися додаткові експериментальні дослідження, аналогічні описаним для всього стенда.

Порівняння експериментальних даних з даними розрахунків за двома варіантами розрахункових схем за програмою СЕТЬВЕ показали, що має місце така якісна картина:

- при схемі заміщення отворів трійниками (перший варіант схеми заміщення) сумарна витрата занижена на 15...30 %;

- при описі виходів через отвори за допомогою постійного коефіцієнта опору, віднесеного до площі отвору (другий варіант схеми заміщення), існує така величина $\xi = \text{const}$, що в широкому діапазоні зміни витрат значення сумарної витрати збігаються із заміряними значеннями з високим ступенем точності (похибка не більше 2 %).

На рис. 3.16 представлено залежності витрати повітря через роздавальний трубопровід при різних діаметрах вихідних отворів, одержаних у випробуваннях і при моделюванні отворів трійниками, а також при завданні фіксованого вихідного опору.

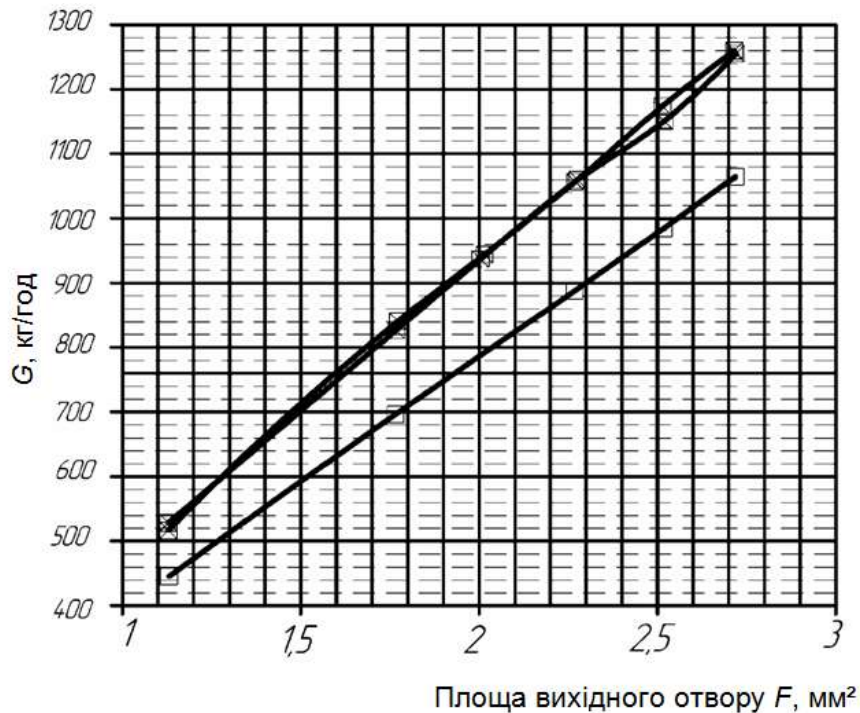


Рисунок 3.16 – Порівняння витрати повітря через трубопровід при моделюванні вихідних отворів за допомогою трійників (\square) і фіксованого гідравлічного опору виходу $\xi = \text{const}$ (Δ).

Аналіз результатів моделювання за першим способом показав, що за допомогою зображення вихідних отворів трійниками можна відпрацювати відомий кінцевий ефект, коли витрата через отвори в середній частині роздавальної

труби менше ніж на початку та в кінці. Але значні відхилення за величиною сумарної витрати через роздавальну трубу вимагають подальшого уточнення моделі.

Ідея другого способу полягала в тому, що при товщині стінки, меншої в кілька разів ніж діаметр отвору, потік тільки частково повертається в бік вихідного січення, і схему заміщення можна будувати як поворот потоку зі звуженням і власне витікання повітря з отвору в необмежений об'єм (рис. 3.17). Якщо вважати такий поворот однаковим для всіх вихідних отворів, то одержуємо значення коефіцієнта опору ζ .

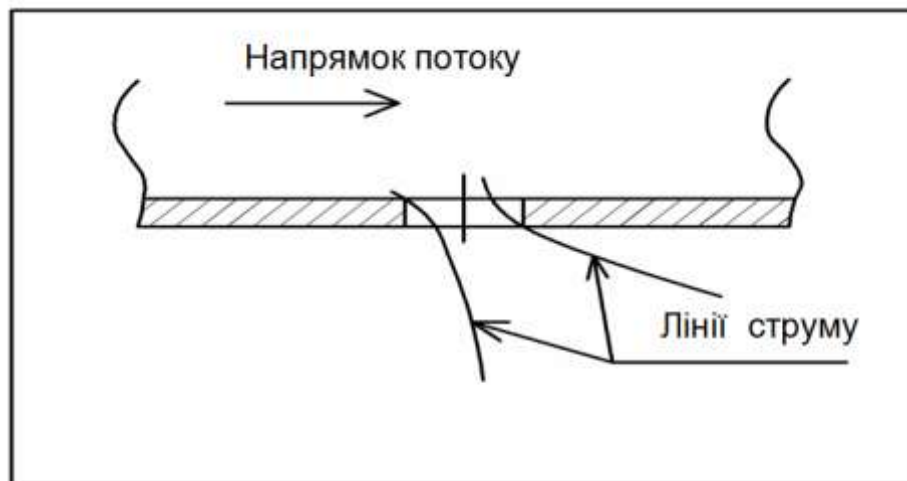


Рисунок 3.17 – Якісна картина витікання повітря з роздавального отвору

Слід зазначити, що уздовж труби змінюється швидкість течії і величина ζ такого повороту також повинна змінюватися, тобто розподіл потоків через вихідні отвори повинен відрізнятися від одержуваного при розрахунках, що підтверджено у випробуваннях. Отже, потребує уточнення й друга модель.

При проведенні експериментальних досліджень виявлено також, що в разі зміни геометрії трубопроводу значно змінюються величини витрат через роздавальні отвори. Такі варіанти конструктивних рішень, що застосовуються для роздавальної труби СПО, не описуються в літературі та не існує математичної моделі, яка коректно описує витрату повітря через роздавальні отвори. Необхідна розробка таких моделей, де проведені експериментальні дослідження повинні забезпечити відокремлення конструктивно значущих параметрів.

В результаті виконаної роботи:

1. Запропоновано нову методику дослідження гідравлічних режимів в розподільній трубі і роздавальних отворах ПТ СПО літака, що не вимагає експериментального визначення коефіцієнта ефективної площі μ_F . Показано, що і на докритичних режимах роботи системи можлива рівномірна роздача повітря.

2. При дослідженнях гідравлічних режимів ПТ СПО, де характерні критичні режими течії повітря, має істотне значення точність моделювання процесів на роздавальних отворах, розподільних трубах і трійниках. Використання високоточних алгоритмів розрахунку втрат тиску на таких елементах, реалізованих в ПК СЕТЬВЕ, дозволило забезпечити високу точність розрахунку витрат через роздавальні отвори розподільних труб довжиною до 5 м без використання залежної від режиму величини коефіцієнта площі μ_F . У той же час запропонований підхід не має обмежень на довжину розподільної труби і режими течії повітря та дозволяє підібрати діаметри роздавальних отворів, що забезпечують рівномірну роздачу повітря через отвори як для критичного, так і докритичного режимів течії.

3. Експериментально встановлено, що серед існуючих розрахункових комп'ютерних програм тільки за допомогою програми СЕТЬВЕ можливо визначення сумарної витрати через отвори роздавальної труби СПО з достатньою для практики точністю, де довжина труби може перевищувати 10 м, а швидкість течії з неї в місцях звужень досягати критичної. Висока точність визначення сумарної витрати в широкому діапазоні режимів функціонування досягається при цьому визначенням єдиного коефіцієнта опору, що відноситься до площі поперечного січення вихідних отворів, який необхідно визначати експериментально.

Необхідна розробка нової моделі розрахунку розподілу потоків через отвори роздавальної труби СПО, яка має будуватися на її заміщення новими типовими елементами. Для розроблюваних моделей нових типових елементів необхідно виділення конструктивно значущих параметрів і параметрів потоку. Перевірка таких моделей на адекватність може бути здійснена на основі результатів проведених експериментальних досліджень.

3.5 Порівняльний аналіз використання методики теплового розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобмерзання

В роботі виконано порівняння розрахункових значень розподілу температурних полів по носку крила з одержаними при льотних випробуваннях. Визначено область основних розрахункових допущень для оцінки температурних полів. Досягнуто практична збіжність розрахункових і експериментальних значень температур як по січенню крила, так і по його розмаху.

3.5.1 Об'єкт аналізу та вихідні дані

Об'єкт аналізу – повітряно-теплова система протиобмерзання (ПТ СПО) постійної дії 5-ої і 6-ої секцій передкрилка важкого транспортного літака.

Вихідні дані – геометричні параметри розрахункового елемента (ділянки ПТ СПО, яка включає дві секції правого передкрилка від входу гарячого повітря, що надходить від крана-регулятора в передкрилок), а саме:

- загальну схему установки термодатчиків по січеннях на поверхні СПО крила показано на рис. 3.18;
- загальна довжина елемента становить 10,2 м;
- схеми установки термодатчиків в розрахункових січеннях представлено на рис. 3.19;
- конструктивне виконання гофрів по ділянках показано на рис. 3.20;
- кут стрілоподібності крила відносно передньої кромки в районі 5-6 секцій дорівнює 30 °;
- профіль 5-ої і 6-ої секцій наведено на рис. 3.21;
- конструктивне виконання розрахункового елемента ПТ СПО крила у виді параметрів постійних для всіх розрахункових режимів наведено у таблиці 3.8. Зазначені параметри описують геометрію і матеріали складових елемента: зов-

нішню обшивку, камеру, канал, гофри, підвідну та розподільну труби, хорди вхідного і вихідного січень. Перетворені відповідно до вимог математичної моделі розрахункові координати профілю (у відсотках хорди), загальні для всіх січень, наведено там же;

- відповідно до схеми підведення повітря витрата гарячого повітря ($G_{розр}$) на елемент становить $G_{розр} = 0,97G_{\Sigma}$, де G_{Σ} – сумарна витрата повітря на 5-у і 6-у секції;

- прийнятий розподіл підйимальної сили за розмахом крила для числа Маха $M = 0,45$ і коефіцієнта підйимальної сили $C_{y_{кр}} = 0,46$ (рис. 3.22).

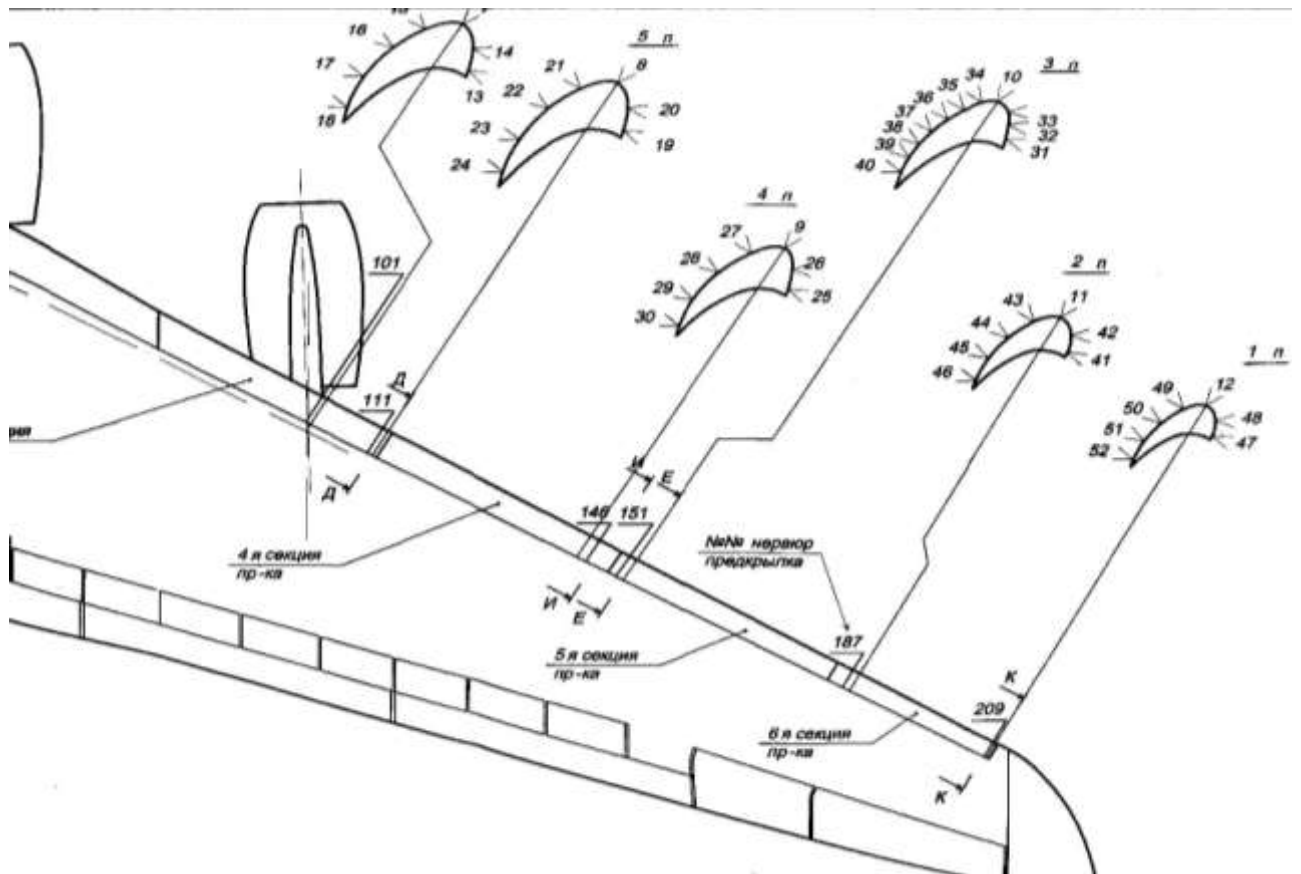


Рисунок 3.18 – Загальна схема установки термодатчиків по січеннях на поверхні повітряно-тепловій системи протиобмерзання крила літака

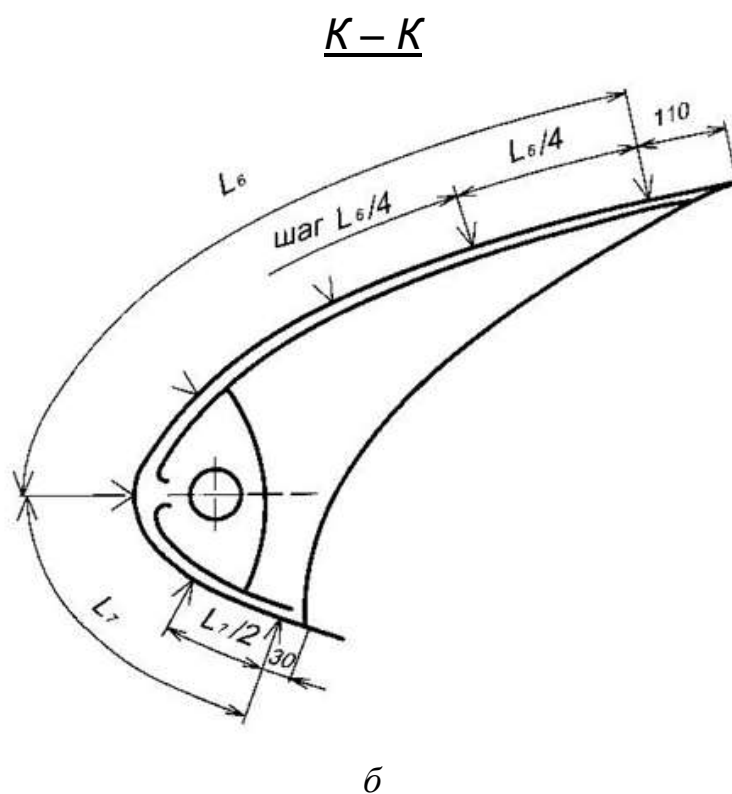
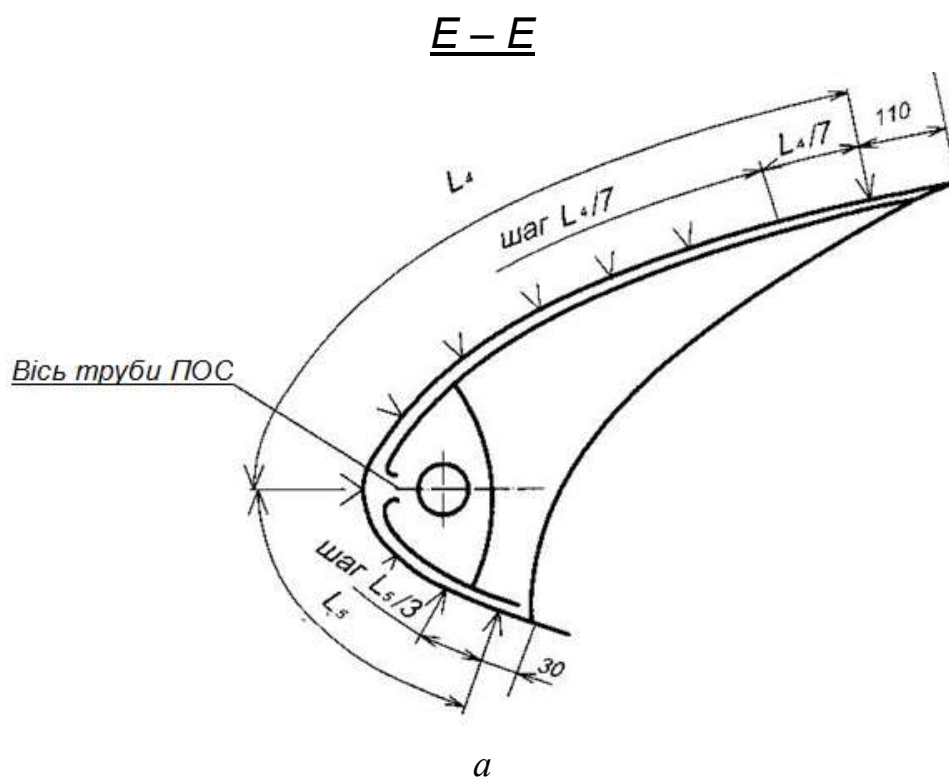


Рисунок 3.19 – Схема установки термодатчиків в січеннях ЗП
в районі нервюр № 151 (а) і №№ 187, 209 (б)
правого передкрилка (повернуто)

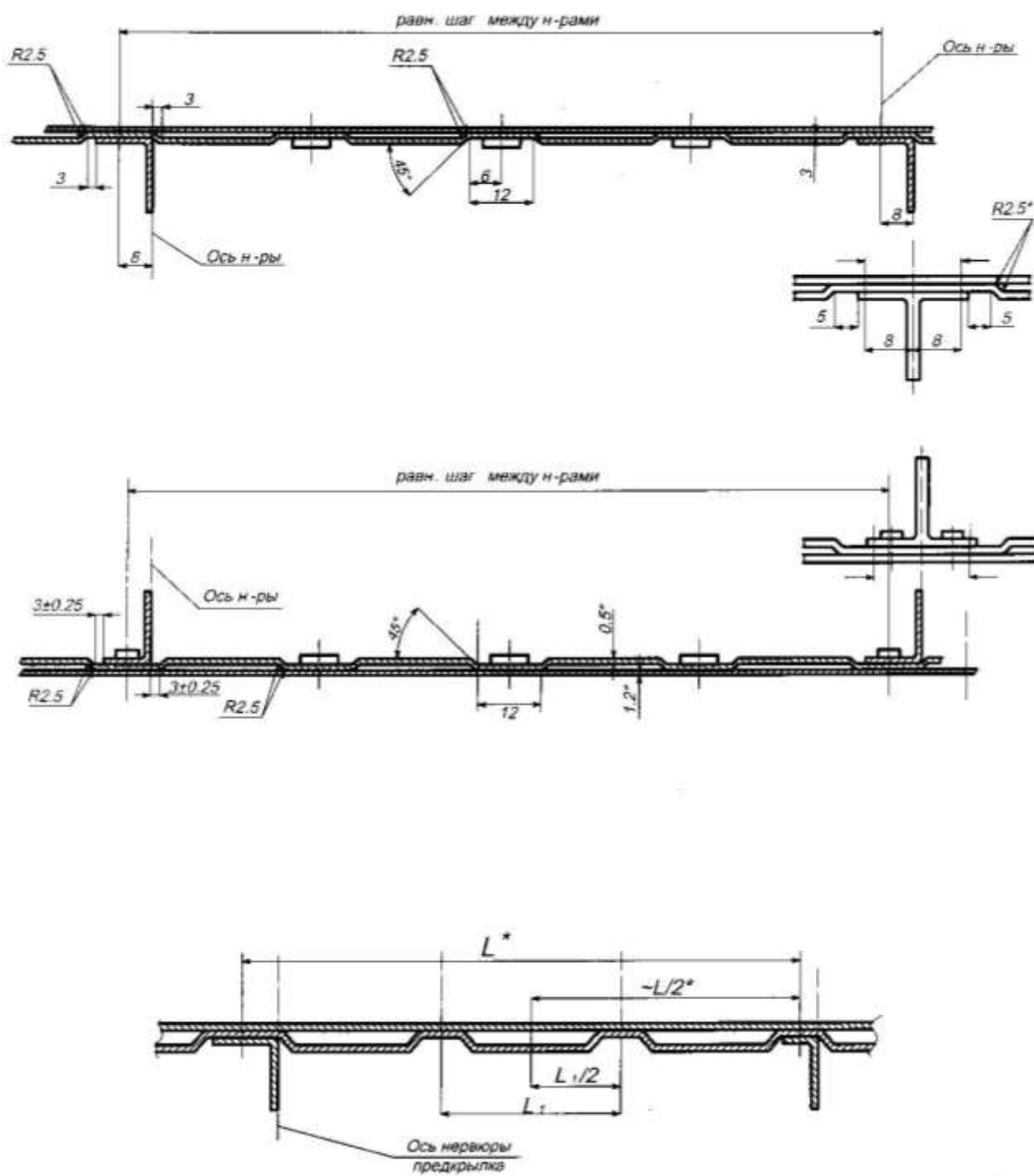


Рисунок 3.20 – Схема конструктивного выполнения гофрив

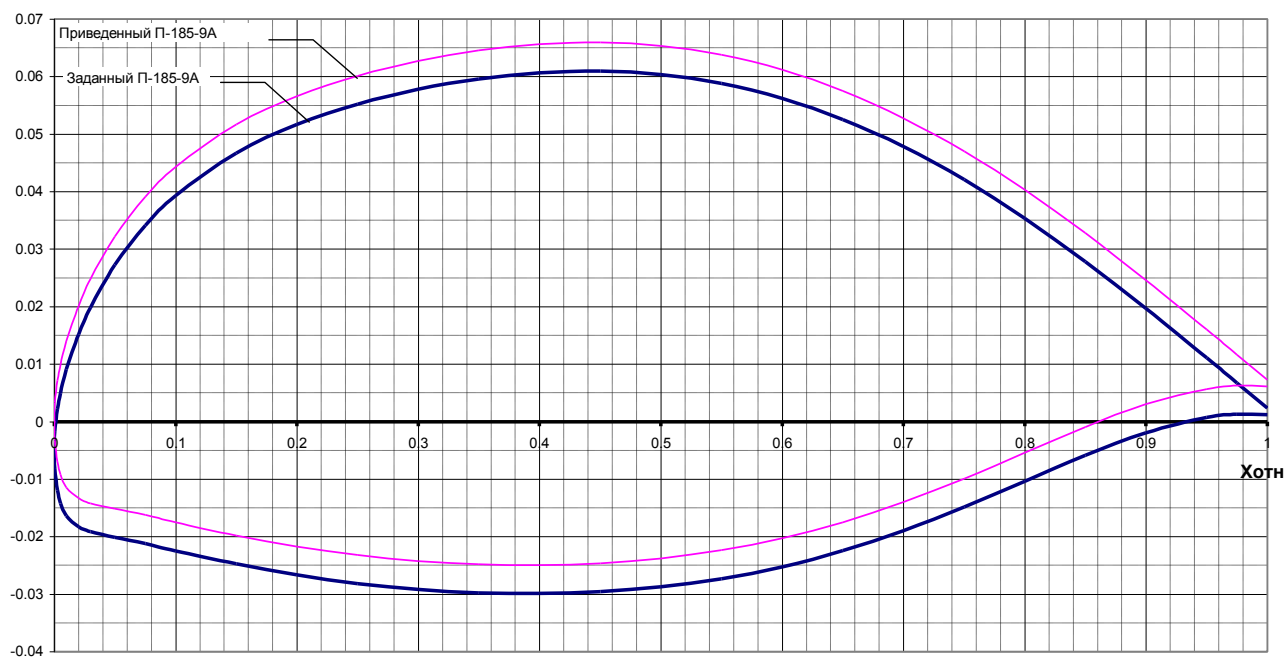


Рисунок 3.21 – Типовий профіль крила літака

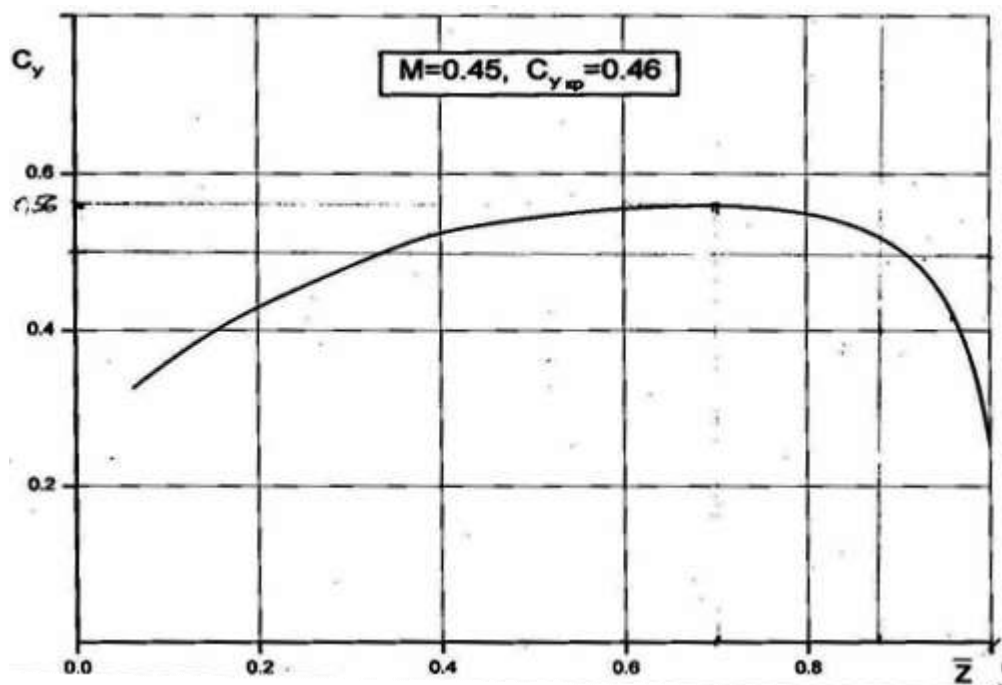


Рисунок 3.22 – Типовий розподіл коефіцієнта підйимальної сили за розмахом крила літака

Таблиця 3.8 – Параметри гофрів 5-ої і 6-ої секцій крила літака

Параметри гофрів											
5-ої секції						6-ої секції					
№ за/п	№ нервюри	Крок нервюр	Кількість гофрів	Крок гофра	Ширина гофра	№ за/п	№ нервюри	Крок нервюр	Кількість гофрів	Крок гофра	Ширина гофра
	150	60									
1	151	156,3	3	52,10	40,10	1	185	162,1	3	54,03	42,03
2	152	156,3	3	52,10	40,10	2	186	172,8	3	57,60	45,60
3	153	156,3	4	39,08	27,08	3	187	172,8	3	57,60	45,60
4	154	202,5	5	40,50	28,50	4	188	172,8	4	43,20	31,20
5	155	195,1	4	48,78	36,78	5	189	172,8	4	43,20	31,20
6	156	154,1	3	51,37	39,37	6	190	180,3	4	45,08	33,08
7	157	154,1	3	51,37	39,37	7	191	180,3	4	45,08	33,08
8	158	154,1	3	51,37	39,37	8	192	180,3	4	45,08	33,08
9	159	176,1	3	58,70	46,70	9	193	180,3	3	60,10	48,10
10	160	176,1	3	58,70	46,70	10	194	180,3	3	60,10	48,10
11	161	176,1	3	58,70	46,70	11	195	180,3	3	60,10	48,10
12	162	173,6	3	57,87	45,87	12	196	180,3	3	60,10	48,10
13	163	173,6	3	57,87	45,87	13	197	180,3	4	45,08	33,08
14	164	173,6	3	57,87	45,87	14	198	180,3	4	45,08	33,08
15	165	173,6	3	57,87	45,87	15	199	180,3	4	45,08	33,08
16	166	173,6	4	43,40	31,40	16	200	167,3	3	55,77	43,77
17	167	173,6	4	43,40	31,40	17	201	167,3	4	41,83	29,83
18	168	176,6	4	44,15	32,15	18	202	167,3	4	41,83	29,83
19	169	176,6	4	44,15	32,15	19	203	173,8	3	57,93	45,93
20	170	176,6	3	58,87	46,87	20	204	173,8	3	57,93	45,93
21	171	176,6	3	58,87	46,87	21	205	173,8	3	57,93	45,93
22	172	176,6	3	58,87	46,87	22	206	173,8	3	57,93	45,93
23	173	176,6	3	58,87	46,87	23	207	173,8	4	43,45	31,45
24	174	176,6	3	58,87	46,87	24	208	173,8	4	43,45	31,45
25	175	176,6	3	58,87	46,87	25	209	200,7	3	66,90	54,90
26	176	176,6	3	58,87	46,87						
27	177	176,6	3	58,87	46,87						
28	178	160,3	4	40,08	28,08						
29	179	160,3	4	40,08	28,08						
30	180	191,1	5	38,22	26,22						
31	181	191,1	4	47,78	35,78						
32	182	191,1	3	63,70	51,70						
33	183	171,1	3	57,03	45,03						
Результуючі значення для 5-ої секції						Результуючі значення для 6-ої секції					
	$G_{розр.елем}$	$L_{сум}$	$N_{гофр.сум}$	$A_{гофр.сер}$	$B_{гофр.сер}$		$G_{розр.елем}$	$L_{сум}$	$N_{гофр.сум}$	$A_{гофр.сер}$	$B_{гофр.сер}$
	%	мм		мм	мм		%	мм		мм	мм
	0,56	5730	112	52,34	40,34		0,44	4402	87	51,66	39,66

3.5.2 Дані льотних випробувань

Для оцінки збіжності результатів розрахунків з результатами, одержаними в льотних випробуваннях, використовувалися сталі режими (режими горизонтальних польотів). Відповідні номери режимів, параметри польотів, параметри гарячого повітря, що використовуються як вихідні дані для розрахунків січень 3П, 2П, 1П, наведено у таблиці 3.9.

Перепади температури на поверхні протиобмерзача по січеннях, одержані в польотах, та розрахункові значення температур, за якими виконувалося порівняння результатів випробувань з результатами розрахунків, наведено для січень 3П, 2П, 1П, відповідно, у таблицях 3.10-3.12.

Таблиця 3.9– Режими, параметри польотів і параметри гарячого повітря, заміряні в польотах в сухому повітрі

№ за/П	№ в докум.	<i>H</i>	<i>V</i>	<i>V</i>	$V \cdot \cos 30^\circ$	t_{zn}	$G_{П56}$	$G_{П56}$	$T_{П56}$	<i>a</i>	М
		м	км/год	м/с	м/с	°С	кг/год	кг/с	°С	м/с	
1	1 23	1000	520	144	125	7	0,92	0,405	208	336,4	0,429
2	24	2000	520	144	125	9	0,78	0,343	215	332,5	0,434
3	25	3000	500	139	120	-9	0,75	0,330	200	328,6	0,422
4	10	4000	450	125	108	9	0,64	0,282	195	324,6	0,385
5	11	5000	540	150	130	-20	0,53	0,233	216	320,5	0,468
6	12	7000	540	150	130	-33	0,41	0,180	219	312,3	0,480
7	26	9000	500	139	120	-54	0,35	0,154	243	303,9	0,457
8	13	9000	380	106	91	-39	0,38	0,167	167	303,9	0,347
9	14	1000	490	136	118	-3	0,74	0,326	177	336,4	0,404
10	27	1000	520	144	125	-3	0,91	0,400	217	336,4	0,429
11	15	1000	500	139	120	-3	0,90	0,396	217	336,4	0,413
12	16	3000	500	139	120	-9	0,60	0,264	192	328,6	0,423
13	17	6000	485	135	117	-24	0,51	0,224	208	316,4	0,426

Таблиця 3.10 – Перепади температур і температури поверхні протиобмерзача, заміряні у січенні 3П

Параметри польотів						Перепади температур поверхні протиобмерзача, °С, заміряні в кореновому січенні											
	<i>H</i>	$V \cdot \cos 30^\circ$	t_{zn}	<i>G</i> 5-6 секції	T_n 5-6 секції	№ датч.	40	39	38	37	36	35	34	10	33	32	31
	м	м/с	°С	кг/с	°С	S, мм	-630	-540	-450	-360	-270	-180	-90	0	100	200	300
10	1000	125	7	0,92	208		29	30,5	30,5	34	38	43	48	76,5	58	57	45,2
11	2000	125	9	0,78	215		25	25	27	30,5	34,5	39	45,2	76	53,5	53	41
12	3000	120	-9	0,75	200		30	32	32	35	40	44	51	80	61	57	46
13	4000	108	9	0,64	195		31	34	35	37	41,5	47	55	84	69	62	51
14	5000	130	-20	0,53	216		29	30,5	31,5	35	39	44	52	83	62	58,5	46
15	7000	130	-33	0,41	219		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	9000	120	-54	0,35	243		43	43	45	49	55	62	75	111	86	76	62
17	9000	91	-39	0,38	167		26	28	29	31,5	35	40,5	49	78,5	69	58	45
23	1000	118	-3	0,74	177		27	27	28,5	31	35	38	44	67,5	52	49	40
24	1000	125	-3	0,91	217		32	33	34,5	38	43	47	55	86	67	63	51
25	1000	120	-3	0,90	217		34	34	35,5	39	44	48	56	82	67	63	51
26	3000	120	-9	0,60	192		29	29,5	31	34	38,5	42	50		58	54	43
27	6000	117	-24	0,51	208		33	35	35,5	39	43,5	49	58	91	68	61,5	50,5

Продовження таблиці 3.10

Параметри польотів						Температури поверхні протиобмерзача, °С, заміряні в кінцевому січенні											
	H	$V \cdot \cos 30^\circ$	t_{zn}	G 5-6 секції	T_n 5-6 секції	№ датч.	40	39	38	37	36	35	34	10	33	32	31
	м	м/с	°С	кг/с	°С	S, мм	-630	-540	-450	-360	-270	-180	-90	0	100	200	300
10	1000	125	7	0,92	208		36	37,5	37,5	41	45	50	55	83,5	65	64	52,2
11	2000	125	9	0,78	215		34	34	36	39,5	43,5	48	54,2	85	62,5	62	50
12	3000	120	-9	0,75	200		21	23	23	26	31	35	42	71	52	48	37
13	4000	108	9	0,64	195		40	43	44	46	50,5	56	64	93	78	71	60
14	5000	130	-20	0,53	216		9	10,5	11,5	15	19	24	32	63	42	38,5	26
15	7000	130	-33	0,41	219		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	9000	120	-54	0,35	243		-11	-11	-9	-5	1	8	21	57	32	22	8
17	9000	91	-39	0,38	167		-13	-11	-10	-7,5	-4	1,5	10	39,5	30	19	6
23	1000	118	-3	0,74	177		24	24	25,5	28	32	35	41	64,5	49	46	37
24	1000	125	-3	0,91	217		29	30	31,5	35	40	44	52	83	64	60	48
25	1000	120	-3	0,9	217		31	31	32,5	36	41	45	53	79	64	60	48
26	3000	120	-9	0,6	192		20	20,5	22	25	29,5	33	41		49	45	34
27	6000	117	-24	0,51	208		9	11	11,5	15	19,5	25	34	67	44	37,5	26,5

Таблиця 3.11 – Перепади температур і температури поверхні протиобмерзача, заміряні у січенні 2П

Параметри польотів						Перепади температур поверхні протиобмерзача, °С, заміряні в кореновому січенні							
	<i>H</i>	$V \cdot \cos 30^\circ$	<i>G</i> 5-6 секції	T_n 5-6 секції	<i>G</i> 5-6 секції	№ датч.	46	45	44	43	11*	42	41
	м	м/с	°С	кг/с	°С	S, мм	472	354	236	118	0	115	230
10	1000	125	7	0,92	208		31,5	33,5	38	42,5	74,5	52,5	50
11	2000	125	9	0,78	215		28	30,5	34,5	41	72,5	50	44
12	3000	120	-9	0,75	200		33	34	38	44	78	56	50
13	4000	108	9	0,64	195		34	36,5	41	47	86	62	55
14	5000	130	-20	0,53	216		30	32,5	37,5	45	81	57,5	50
15	7000	130	-33	0,41	219		33	35,5	40,5	48	-	60,5	-
16	9000	120	-54	0,35	243		44	46	54	66	109	81	67
17	9000	91	-39	0,38	167		28	29	34	43	80	58	50
23	1000	118	-3	0,74	177		27	29,5	32,5	36	-	45	41
24	1000	125	-3	0,91	217		35	37	40,5	45	-	57	53
25	1000	120	-3	0,90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,60	192		30	32	35,5	41,5	-	51	44
27	6000	117	-24	0,51	208		36,5	38	43	50,5	88	63	55

Продовження таблиці 3.11

Параметри польотів						Температури поверхні протиобмерзача, °С, заміряні в кінцевому січенні							
	H	$V \cdot \cos 30^\circ$	G 5-6 секції	T_n 5-6 секції	G 5-6 секції	№ датч.	46	45	44	43	11*	42	41
	м	м/с	°С	кг/с	°С	S, мм	472	354	236	118	0	115	230
10	1000	125	7	0,92	208		31,5	33,5	38	42,5	74,5	52,5	50
11	2000	125	9	0,78	215		28	30,5	34,5	41	72,5	50	44
12	3000	120	-9	0,75	200		33	34	38	44	78	56	50
13	4000	108	9	0,64	195		34	36,5	41	47	86	62	55
14	5000	130	-20	0,53	216		30	32,5	37,5	45	81	57,5	50
15	7000	130	-33	0,41	219		33	35,5	40,5	48	-	60,5	-
16	9000	120	-54	0,35	243		44	46	54	66	109	81	67
17	9000	91	-39	0,38	167		28	29	34	43	80	58	50
23	1000	118	-3	0,74	177		27	29,5	32,5	36	-	45	41
24	1000	125	-3	0,91	217		35	37	40,5	45	-	57	53
25	1000	120	-3	0,90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,60	192		30	32	35,5	41,5	-	51	44
27	6000	117	-24	0,51	208		36,5	38	43	50,5	88	63	55

Таблиця 3.12 – Перепади температур і температури поверхні протиобмерзача, заміряні у січенні ІП

Параметри польотів						Перепади температур поверхні протиобмерзача, °С, заміряні в кореновому січенні							
	H	$V \cdot \cos 30^\circ$	G 5-6 секції	T_n 5-6 секції	G 5-6 секції	№ датч.	52	51	50	49	12*	48	47
	м	м/с	°С	кг/с	°С	S, мм	360	240	180	90	0	90	180
10	1000	125	7	0,92	208		28,5	30	32	39,5	70,5	45,5	34
11	2000	125	9	0,78	215		23,5	25	27,5	36	66	41	30,5
12	3000	120	-9	0,75	200		29	31	33	41	68	49	37
13	4000	108	9	0,64	195		31	32	34	45	74,5	54	41
14	5000	130	-20	0,53	216		27,5	29	31	40	71	46,5	33,5
15	7000	130	-33	0,41	219		37	35,5	33	43,5	-	45,5	34
16	9000	120	-54	0,35	243		41	41	45	60	93	69	52
17	9000	91	-39	0,38	167		24	24	27,5	39	68	49	36,5
23	1000	118	-3	0,74	177		25,5	24,5	26	31,5	-	35	26
24	1000	125	-3	0,91	217		31	31	34	40,5	-	46	34
25	1000	120	-3	0,90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,60	192		27,5	27,5	29	38	-	41	28
27	6000	117	-24	0,51	208		33	34	37	47	76	54	40,5

Продовження таблиці 3.12

Параметри польотів							Температури поверхні протиобмерзача, °С, заміряні в кінцевому січенні						
	H	$V \cdot \cos 30^\circ$	G 5-6 секції	T_n 5-6 секції	G 5-6 секції	№ датч.	52	51	50	49	12*	48	47
	м	м/с	°С	кг/с	°С	S, мм	360	240	180	90	0	90	180
10	1000	125	7	0,92	208		35,5	37	39	46,5	77,5	52,5	41
11	2000	125	9	0,78	215		32,5	34	36,5	45	75	50	39,5
12	3000	120	-9	0,75	200		20	22	24	32	59	40	28
13	4000	108	9	0,64	195		40	41	43	54	83,5	63	50
14	5000	130	-20	0,53	216		7,5	9	11	20	51	26,5	13,5
15	7000	130	-33	0,41	219		4	2,5	0	10,5		12,5	1
16	9000	120	-54	0,35	243		-13	-13	-9	6	39	15	-2
17	9000	91	-39	0,38	167		-15	-15	-11,5	0	29	10	-2,5
23	1000	118	-3	0,74	177		22,5	21,5	23	28,5	-	32	23
24	1000	125	-3	0,91	217		28	28	31	37,5	-	43	31
25	1000	120	-3	0,9	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,6	192		18,5	18,5	20	29	-	32	19
27	6000	117	-24	0,51	208		9	10	13	23	52	30	16,5

3.5.3 Вибір математичної моделі розрахункового елемента

Реалізована в програмі та прийнята у розрахунках математична модель визначення відносних тисків на поверхні профілю при обтіканні його потоком повітря, що набігає, передбачає, що розрахунок виконується для:

- нескінченного *ізолюваного* профілю;
- профіль обтікається *нестисливим* потоком повітря, що набігає;
- не враховується стрілоподібність профілю відносно вектора швидкості потоку, що набігає;
- у *кінцевій точці крила* при $X_{відн} = 1$ потрібно, щоб координати верхньої та нижньої поверхонь були рівні, тобто виконання умови $Y_{відн.верх} = Y_{відн.ниж}$.

Реальна конструкція:

- виконана в компонуванні «крило + фюзеляж», при цьому відбуваються такі явища як інтерференція крила з фюзеляжем, кінцеві ефекти, скіс потоку нескінченного *ізолюваного* профілю;
- профіль обтікається *стисливим* потоком повітря, що набігає;
- крило *стрілоподібне*, кут стрілоподібності дорівнює 30° ;
- у *кінцевій точці крила* не виконується умова $Y_{відн.верх} = Y_{відн.ниж}$ при $X_{відн} = 1$.

При виконанні розрахунків, зазначений у першому абзаці, допущення враховані або у виді поправкових коефіцієнтів, або вони є несуттєвими і практично не впливають на тепловий стан протиобмерзача, що підтверджено попередніми розрахунками і обґрунтовується далі:

- оскільки розрахунковий елемент знаходиться в зоні, де інтерференція крила з фюзеляжем практично відсутня, то обтікання січень 3П і 2П можна розглядати як обтікання нескінченного *ізолюваного* профілю; у січенні 1П позначаються кінцеві ефекти (що підтверджено відмінністю режиму обтікання нижньої поверхні у січеннях 3П, 2П і в кінцевому січенні 1П);
- впливом *стисливості* можна знехтувати з огляду на те, що при значеннях

$M_{max} \leq 0,48$ вплив стисливості на розподіл відносних тисків незначний (врахування стрілоподібності крила – кута між розрахунковим січенням, розташованим по нормалі до передньої кромки, і вектором швидкості потоку, що набігає – виконано шляхом перетворення заданої розрахункової швидкості відносно вектора швидкості потоку, що набігає, у виді $V_{розр} = V_{повн} \cdot \cos\chi$);

- виконано перетворення координат в кінцевій точці у виді умови $Y_{відн.верх} = Y_{відн.ниж}$ при $X_{відн} = 1$ таким чином, щоб зміна розподілів відносних тисків перетвореного профілю щодо істинного було мінімальною.

Розподіл коефіцієнта підймальної сили C_y по січеннях прийнятий постійним для всіх розрахункових режимів у зв'язку з відсутністю даних в польотах.

Таке допущення є коректним, тому що в аналізованих польотах максимальне значення числа $M_{max} \leq 0,48$, середнє значення за режимами $M_{сер} \leq 0,42$, дисперсія 0,0012, а, як показали розрахунки, зміна значень M в представленому діапазоні незначно впливає на розподіл C_y за розмахом крила і, таким чином, практично не змінює тепловий стан протиобмерзача.

Режими обтікання профілю потоком повітря, що набігає, верхньої та нижньої поверхонь визначалися шляхом порівняння температур поверхні протиобмерзача, одержаних під час розрахунків, з результатами льотних досліджень при різних режимах обтікання.

Як показали результати, при розрахунку даного конструктивного елемента:

- на верхній поверхні для всіх досліджуваних січень режим обтікання з високою точністю описується теорією, відповідною турбулентному обтіканню (класична теорія для профілів з кутом стрілоподібності $\leq 30^\circ$);

- на нижній поверхні режим течії залежить від зовнішніх параметрів, положення і товщини профілю: для січень 3П і 2П режим течії в більшості польотів описується перехідною теорією обтікання з уточненими значеннями границь зони ламінарного і турбулентного течій; для січень 1П (кінцева зона крила) режим течії відповідає турбулентній теорії обтікання.

У справжній конструкції СПО видування повітря в гофри по діаметру

роздавальної труби здійснюється через кілька отворів, що вимагає введення поправкового коефіцієнта, який враховує ефект удару струменя.

Оскільки теоретичне значення цього значення на рівні закладеної математичної моделі не підтримано, вибір поправкового коефіцієнту визначається шляхом розрахунків для різних значень $K_{\text{попр } \alpha \text{ зовн}}$.

За результатами розрахунків збіжність температур досягається при $K_{\text{попр } \alpha \text{ внут}} = 0,7$.

Встановлена наступна відповідність між номерами січень, представлених на рис 3.19, і номерами розрахункових січень, наведених в таблиці 3.9

- перше розрахункове січення відповідає січенню 3П;
- друге розрахункове січення відповідає січенню 2П;
- третє розрахункове січення відповідає січенню 1П.

3.5.4 Порівняння результатів розрахунків з результатами льотних випробувань

На рис. 3.23-3.31 представлено порівняння значень температур поверхні протиобмерзача, одержаних в розрахунках, з результатами льотних випробувань відповідно до переліку польотів, наведеному в таблиці 3.9.

Графіки розподілу температур дані послідовно по кожному січенню. Порядок розташування графіків по польотах наведено у послідовності збільшення висоти польоту H :

- січення 3П представлено графіками на рис. 3.23-3.25;
- січення 2П представлено графіками на рис. 3.24-3.28;
- січення 1П представлено графіками на рис. 3.29-3.31.

На зазначених графіках розподілу температур негативна вісь за твірною профілю « $-S$ » відповідає верхній поверхні, позитивна « $+S$ » – нижній.

Розрахунки виконано за значеннями зовнішніх параметрів польоту і параметрами гарячого повітря, представленим у таблиці 3.9.

Типові вихідні дані елемента, за якими виконано розрахунки, наведено в таблиці 3.8, де змінними є параметри польотів – швидкість, висота, температура зовнішнього повітря; параметри гарячого повітря – сумарна витрата і температура повітря, що подається на 5-у і 6-у секції.

Крім геометричних параметрів елемента по розрахункових січеннях в таблиці 3.8 наведено значення, що моделюють характер обтікання профілю потоком повітря, що набігає, і коефіцієнти витрати повітря, що моделюють відміну геометричних параметрів гофра (крок і ширину) у розрахунковому січенні від однойменних усереднених параметрів, заданих по ділянках (параметри гофрів по довжині елемента наведено в таблиці 3.10).

Значення заміряних в польотах температур по січеннях наведено у таблицях 3.11, 3.12.

Як показали результати аналізу, при розрахунку даного конструктивного елемента досягнута висока збіжність результатів розрахунків з результатами, одержаними в льотних випробуваннях.

Розроблена математична модель і відповідне програмне забезпечення можуть бути застосовані для розрахунку теплового стану повітряно-теплових систем протиобмерзання подібних конструктивних елементів літакових протиобмерзачів.

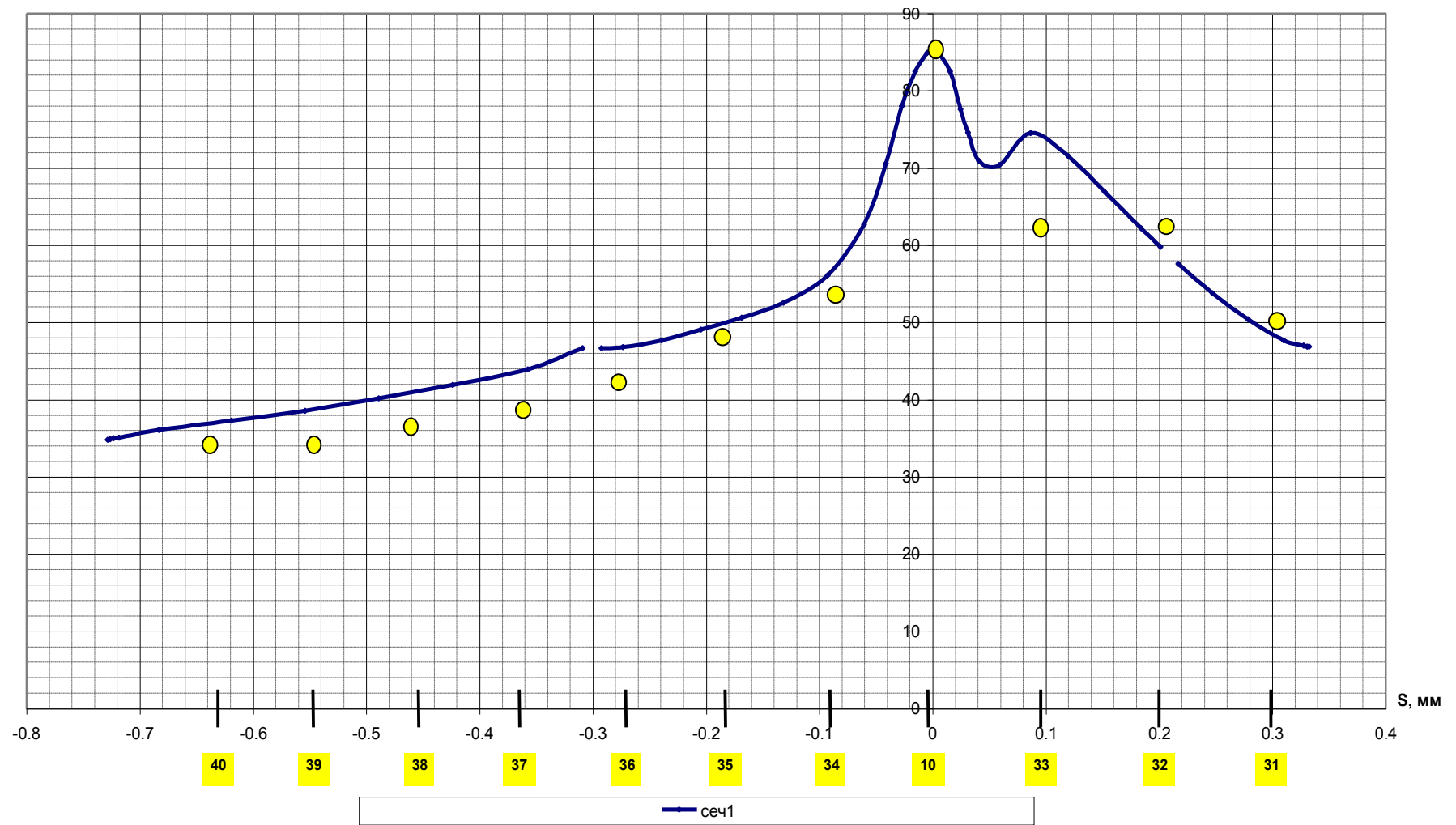


Рисунок 3.23 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 2000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 125 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -9 \text{ °C}$$

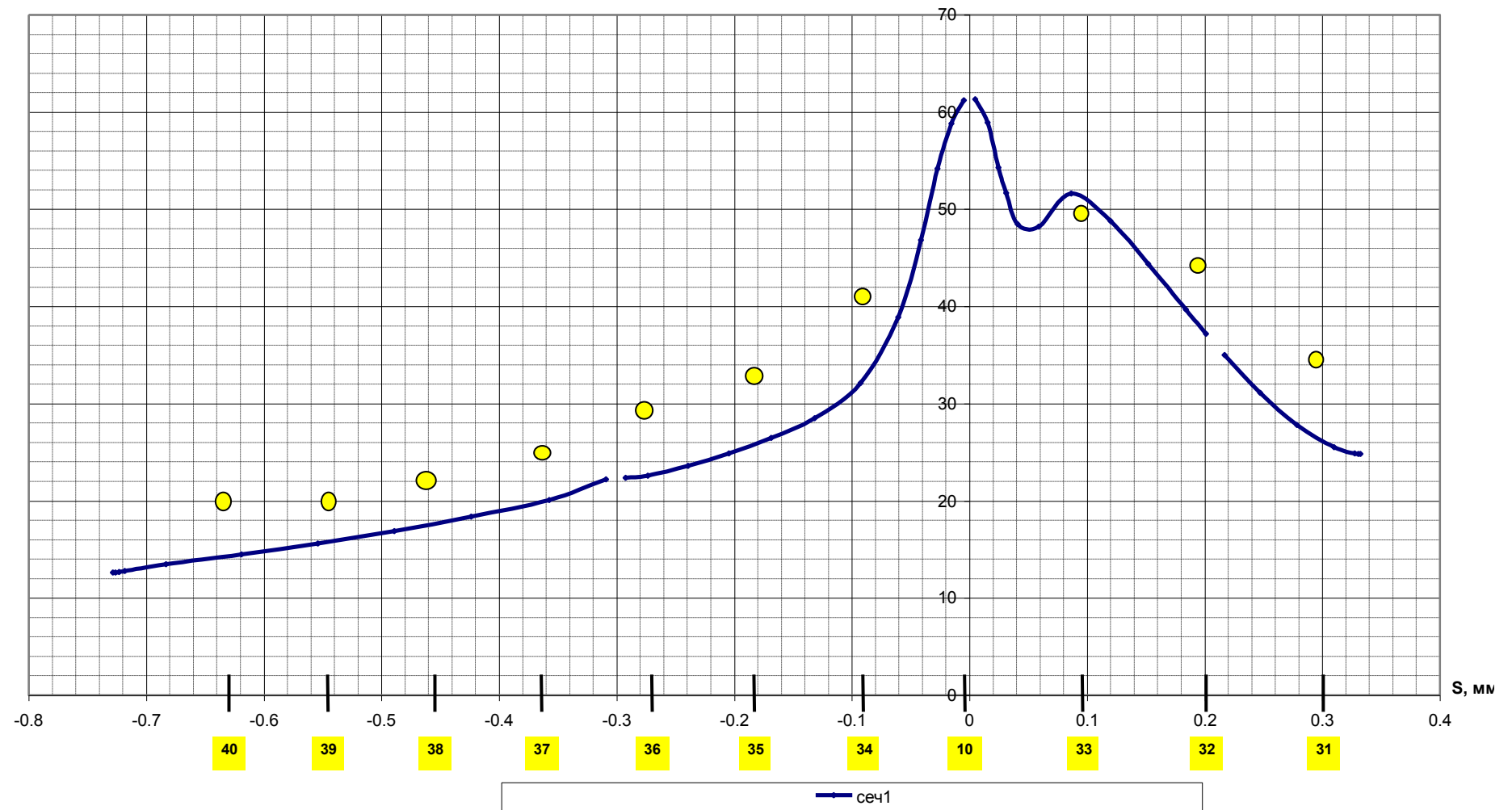


Рисунок 3.24 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 3000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 120 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -9 \text{ °C}$$

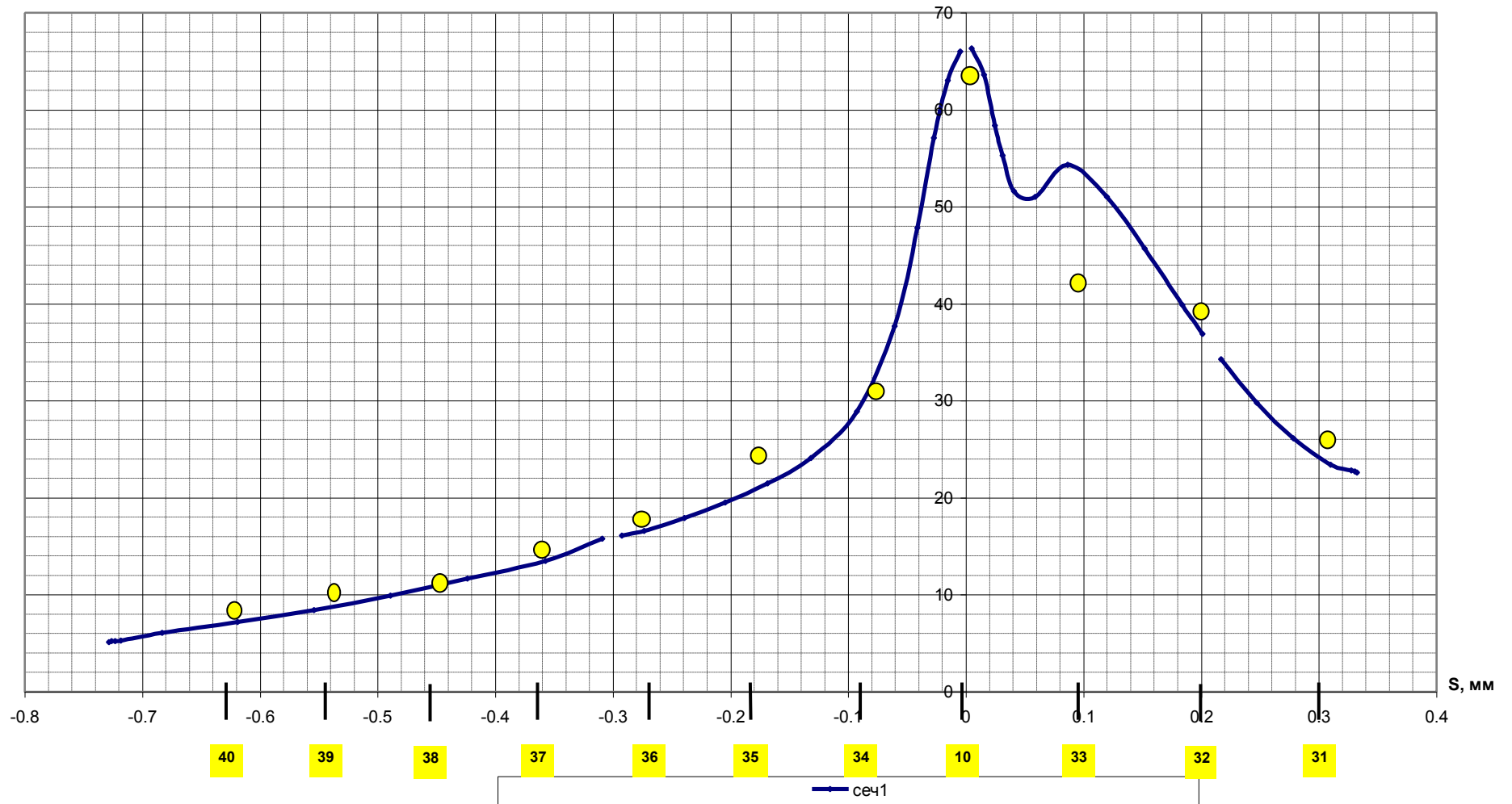


Рисунок 3.25 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 5000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 130 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -20 \text{ °C}$$

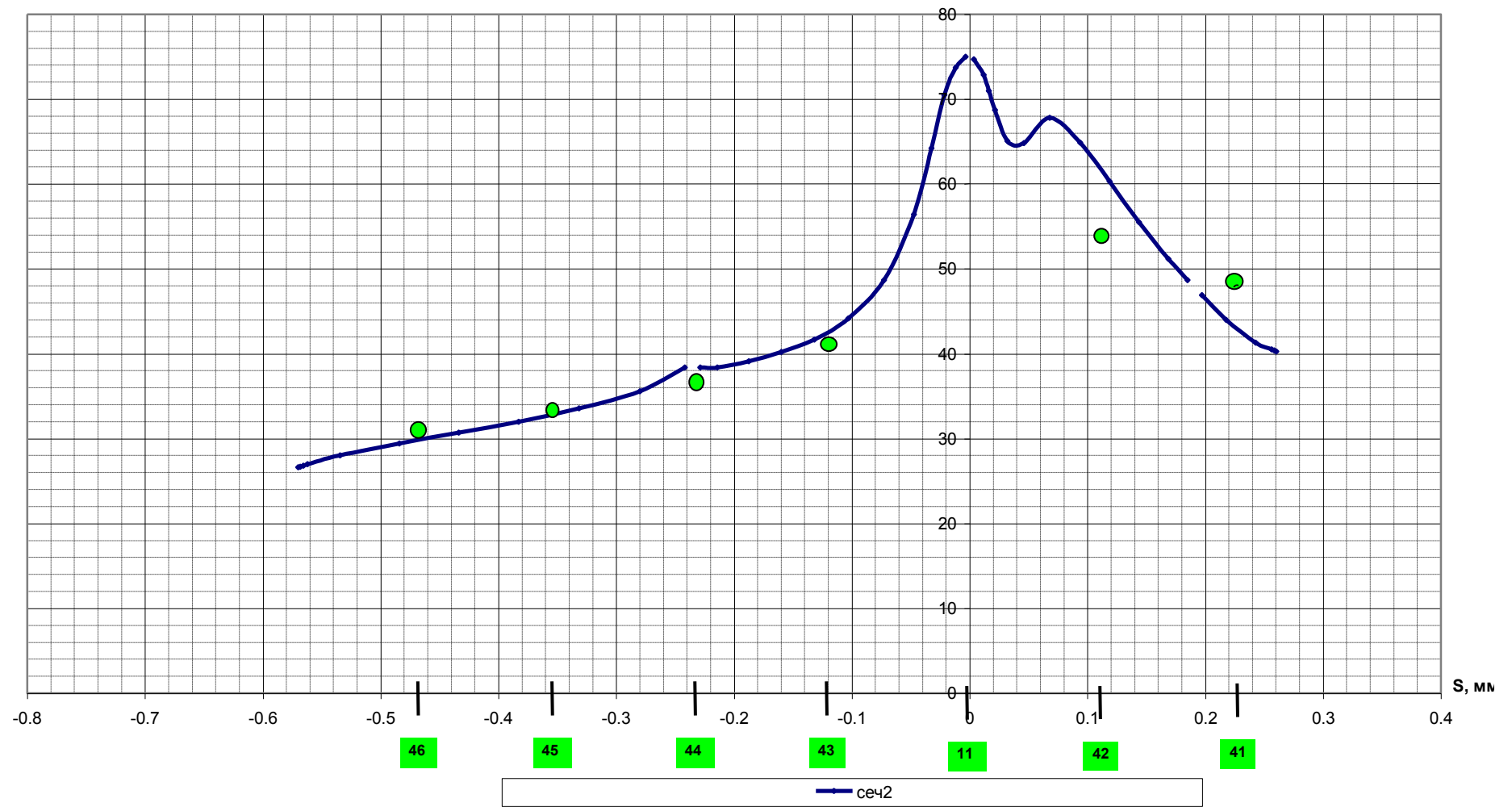


Рисунок 3.26 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 1000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 125 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -3 \text{ °C}$$

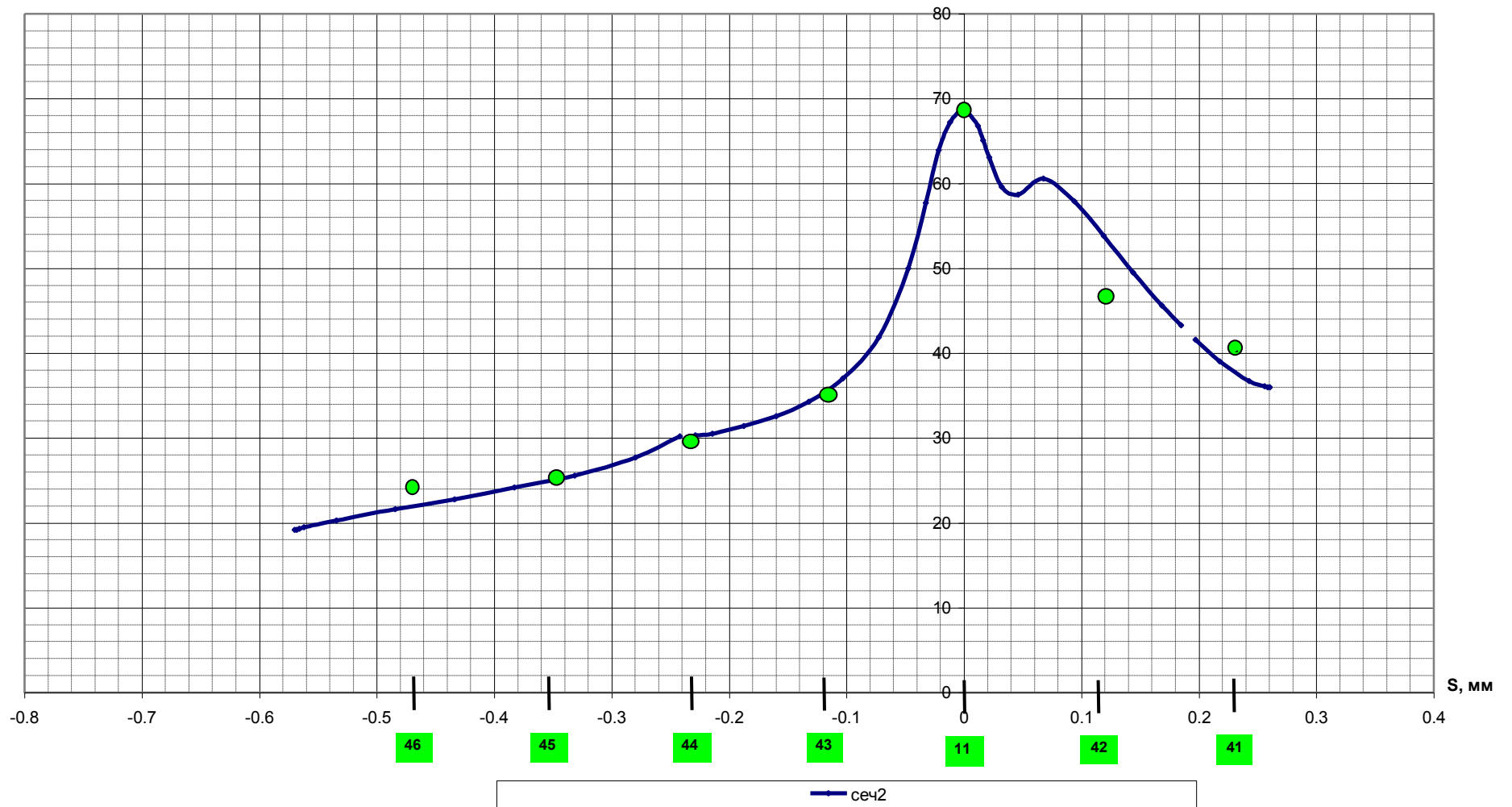


Рисунок 3.27 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 3000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 120 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -9 \text{ °C}$$

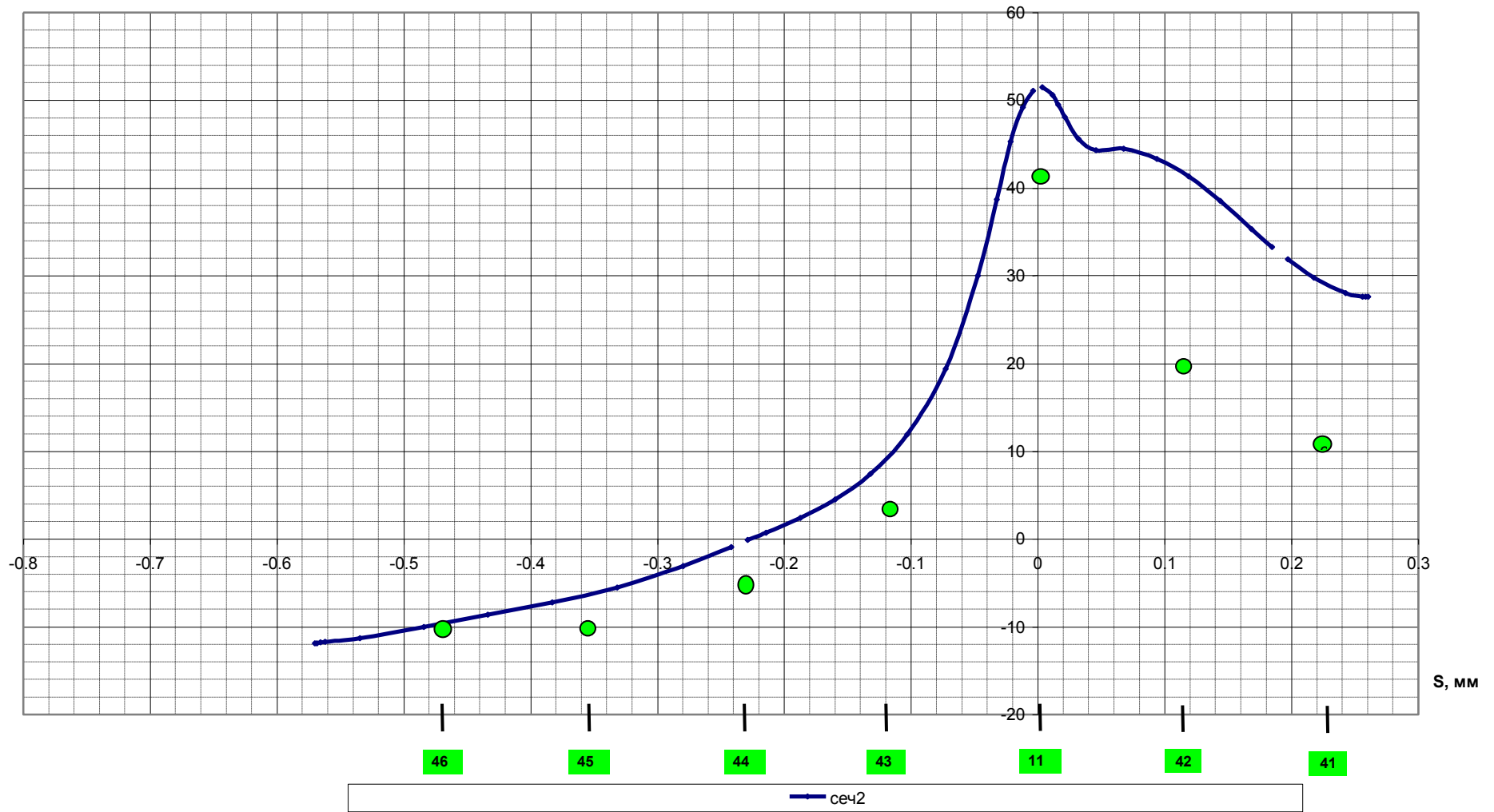


Рисунок 3.28 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 9000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 91 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -39 \text{ °C}$$

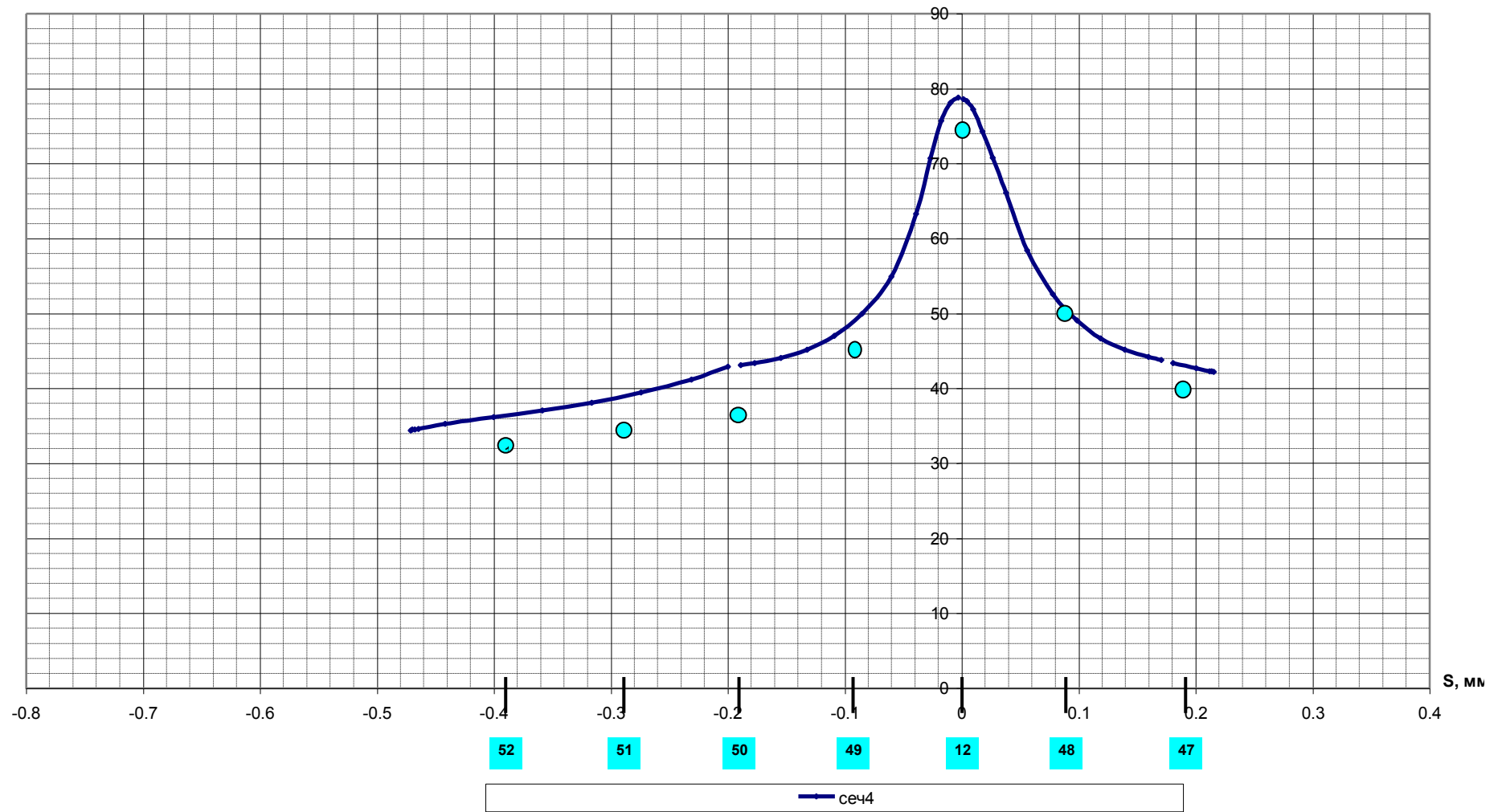


Рисунок 3.29 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 9000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 130 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -9 \text{ °C}$$

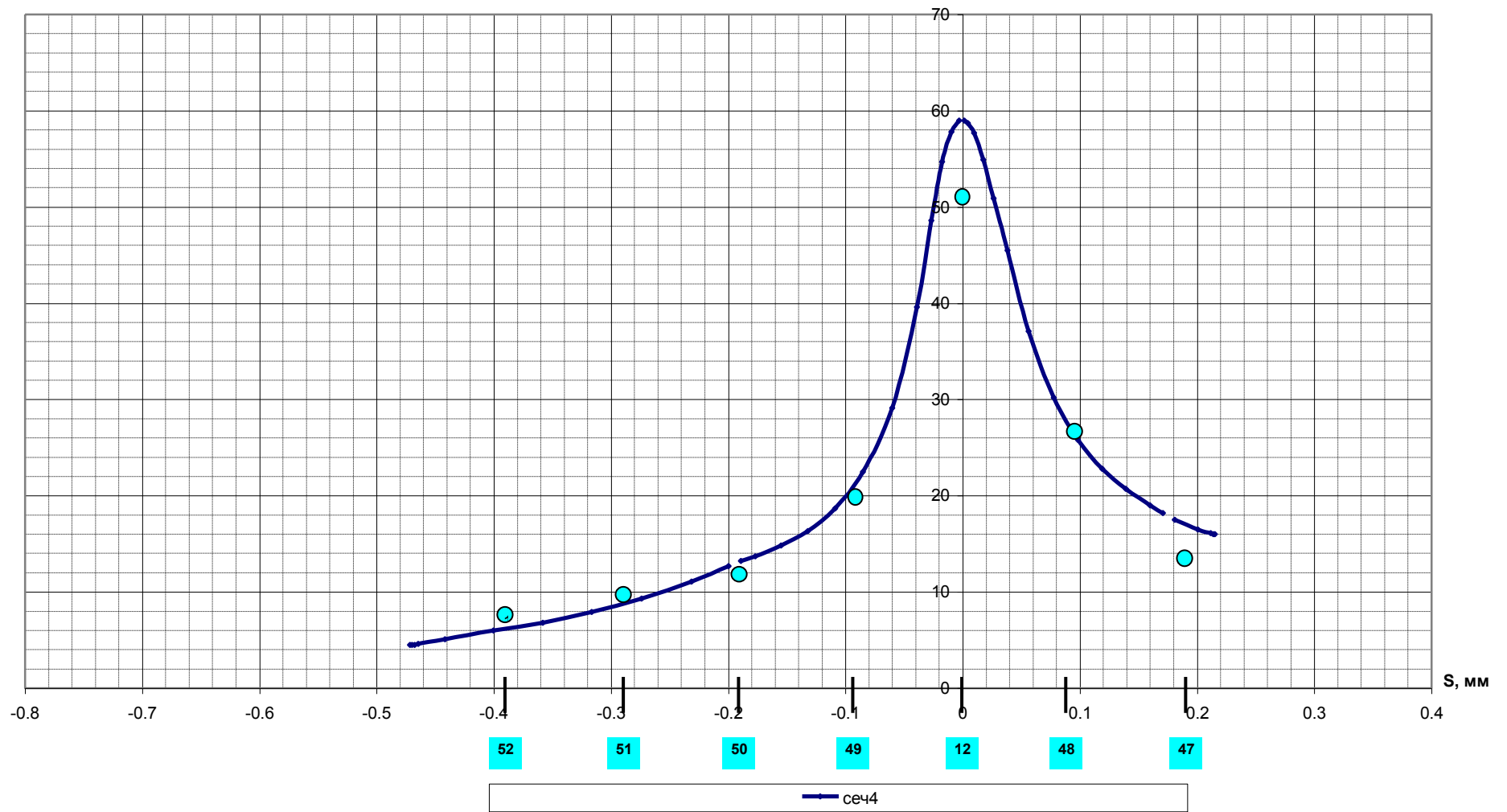


Рисунок 3.30 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 5000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 130 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -20 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

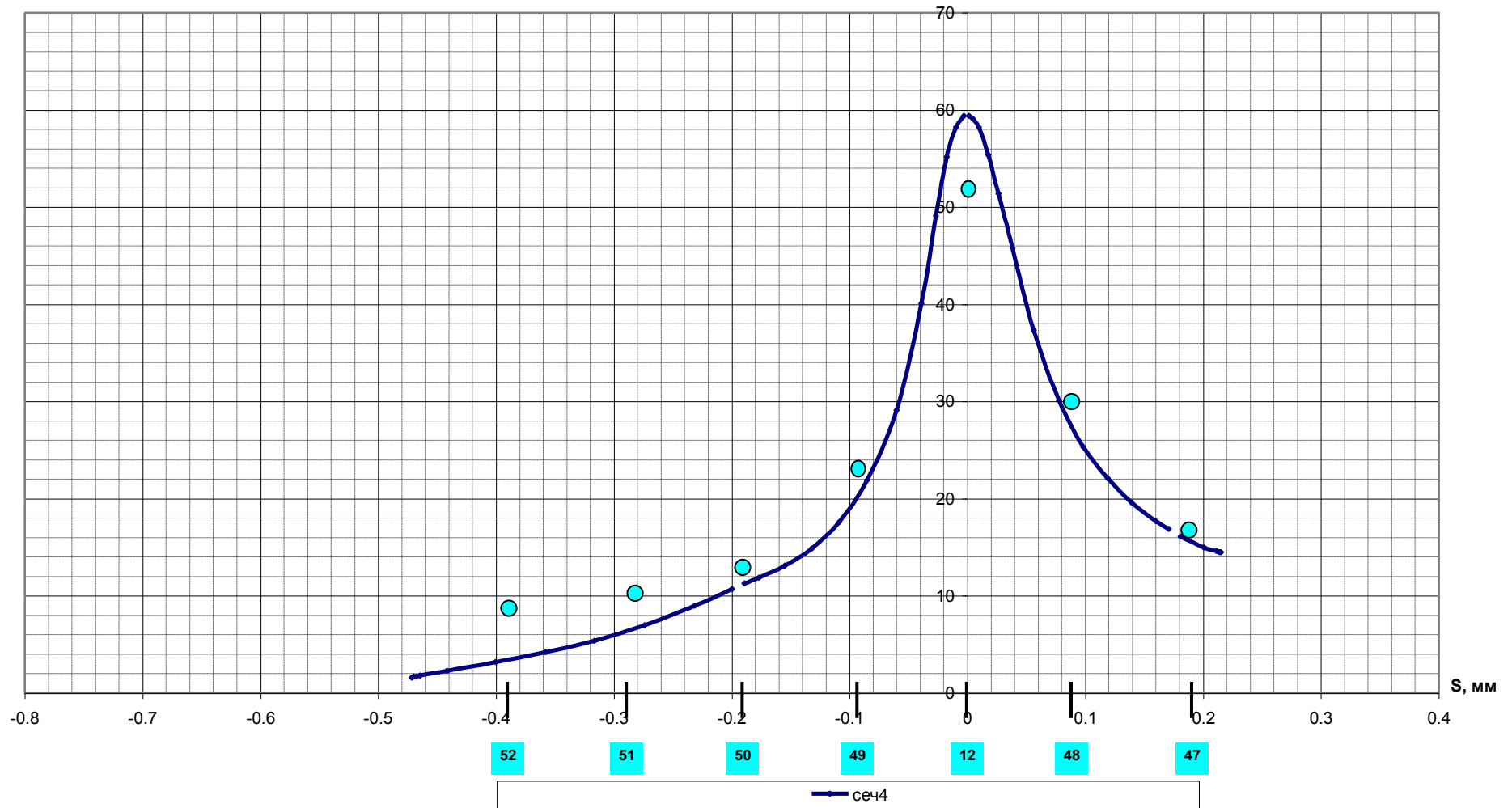


Рисунок 3.31 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань,

$$H = 6000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 117 \text{ м/с}, T_{\text{зн}} = -24 \text{ °C}$$

3.6 Висновки по розділу

1. Розроблено методику розрахунку зон уловлювання і коефіцієнтів хмарних крапель.

2. Вирішено задачу з розрахунку мас води, що осіла, випарувалася та затекла.

3. Розроблено методику автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів: в сухому повітрі, з осілої на протиобмерзач водою, при воді, що випарувалася та затекла. Одержано температурні характеристики протиобмерзачів, швидкісні та теплові характеристики повітряних потоків, маси води, що осіла та випарувалася.

4. Розроблено методику розрахунку гофрів літакових протиобмерзачів повітряно-теплових систем, яка дозволяє проводити як перевірочні, так і проєктувальні розрахунки.

5. Розроблена математична модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції повітряно-теплових систем протиобмерзання (ПТ СПО) на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ СПО як циклічної, так і постійної дії, в сухому повітрі та в умовах природного обмерзання.

6. Результати розрахунків показали високу збіжність з результатами льотних випробувань (розрахунки виконано за матеріалами льотних випробувань в сухому повітрі повітряно-теплової системи протиобмерзання ПД, встановленої на 5-ій і 6-ій секціях передкрилка літака Ан-124 «Руслан»).

Основні наукові результати, наведені у розділі 3, опубліковані у працях автора [5, 10, 14, 16, 17, 19, 20], наведених в анотації.

Розділ 4

МЕТОД ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНО ЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ

До енергетично залежних систем літака можна віднести повітряні та гідравлічні системи, а також системи енергопостачання. Загальним для них є використання відбору потужності від двигуна у виді приводу на гідронасоси, генератори з відбором повітря від компресора.

Основними конструктивними параметри енергетично залежних систем літака є:

- протяжність;
- характерний розмір січення (діаметр і товщина стінок трубопроводів, площа поперечного січення проводу);
- конструкційний матеріал на різних ділянках мережі;
- конструктивні рішення, викликані специфікою авіаційного проектування в обмеженому просторі з набором агрегатів, що беруть участь у формуванні параметрів середовища (рис. 4.1).

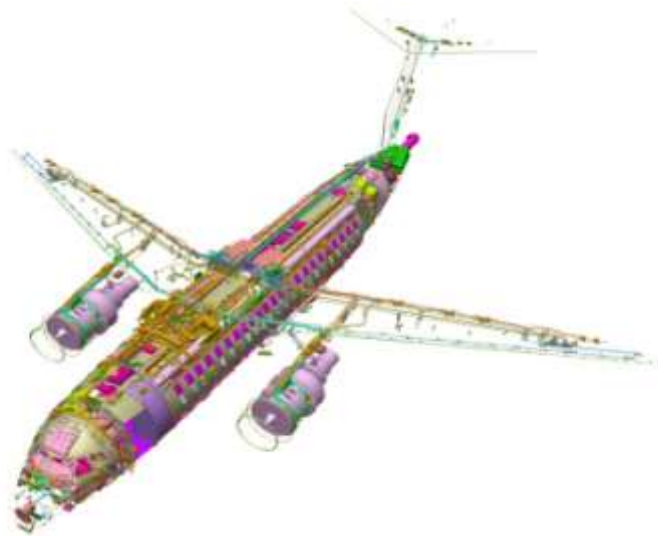


Рисунок 4.1 – Розміщення енергетично залежних систем на літаку

Довжина трас залежить від конкретної прив'язки мережі до геометрії літака. Характерне січення визначається споживачами, допустимими енергетич-

ними втратами і обмеженнями в різних зонах траси з умови міцності й довговічності, залежності від швидкості течії газу, тиску, температури, зовнішніх впливів і застосовуваних технологічних процесів. Задача полягає в розробці методу, який дозволив би збалансувати ці основні параметри з урахуванням енергетичних особливостей.

4.1 Вибір моделі проектування

В основу моделі вибору основних конструктивних параметрів енергетичних систем покладено вимогу забезпечення мінімальної установчої маси енергетично залежних систем:

$$m_{\Sigma} = \sum m_i = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot \pi \sum_{i=1}^n f_i s_i l_i \gamma_i + \Delta m \rightarrow \min, \quad (4.1)$$

де k_1 – коефіцієнт, що враховує масу закінцівок труб; k_2 – коефіцієнт, що враховує масу кріплення труб; k_3 – коефіцієнт, що враховує масу агрегатів; λ_i – довжина i -ої ділянки; f_i – діаметр i -го трубопроводу; n – число ділянок; γ_i – питома густина матеріалу на i -ій ділянці трубопроводу; Δm – збільшення маси двигуна для компенсації відібраної потужності.

Загальним при вирішенні задач потрібного енергетичного розподілу потоків по зонах літака є використання постулатів Кирхгофа для мережевих задач. Найбільш складна його реалізація, викликана стисливістю самого енергоносія, характерна для газових систем.

Відмінною особливістю запропонованого методу є те, що вираз (4.1) реалізується з урахуванням обмежень, що представляють особливості енергетичної траси (рис. 4.2-4.6).

Для повітряних систем (рис. 4.2) такими обмеженнями є:

- сумарна втрата тиску $\Delta P_{\Sigma} \rightarrow P_{\text{задане}}$;
- втрата тиску на ділянці $\Delta P_i \rightarrow P_{i \text{ min}}$;
- швидкість течії газу $W_i \leq W_{i \text{ задане}}$;
- постійне значення витрати газу на ділянках $Q_i = \text{const}$;

- задана довговічність $\sigma_i \rightarrow \sigma_N$.

Для *гідравлічних систем* такими обмеженнями є:

- сумарна втрата тиску $\Delta P_\Sigma \rightarrow P_{\text{задане}}$;
- втрата тиску на ділянці $\Delta P_i \rightarrow P_{i \text{ min}}$;
- постійне значення витрати гідрорідини на ділянках $Q_i = \text{const}$;
- задана довговічність $\sigma_i \rightarrow \sigma_N$.

Для *систем енергопостачання* такими обмеженнями є:

- сумарна втрата напруги $\Delta U_\Sigma \rightarrow U_{\text{задане}}$;
- втрата напруги на ділянці $\Delta U_i \rightarrow U_{i \text{ min}}$;
- постійне значення струму на ділянках $I_i = \text{const}$;

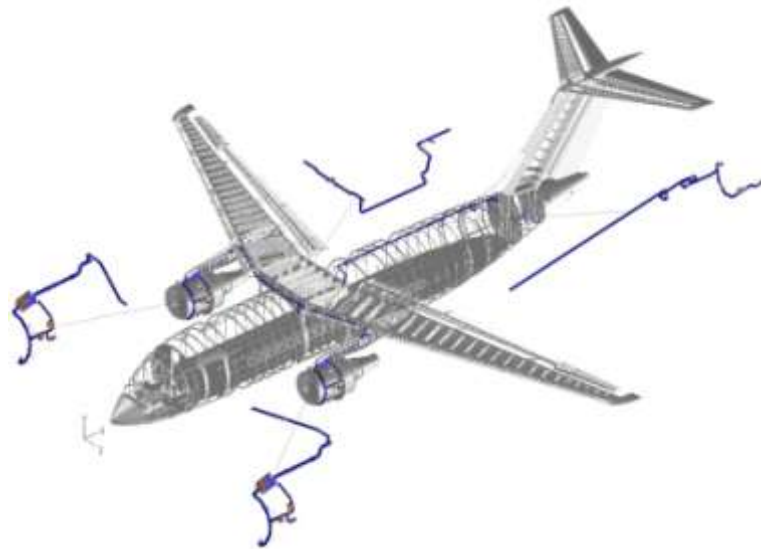


Рисунок 4.2 – Система підготовки повітря

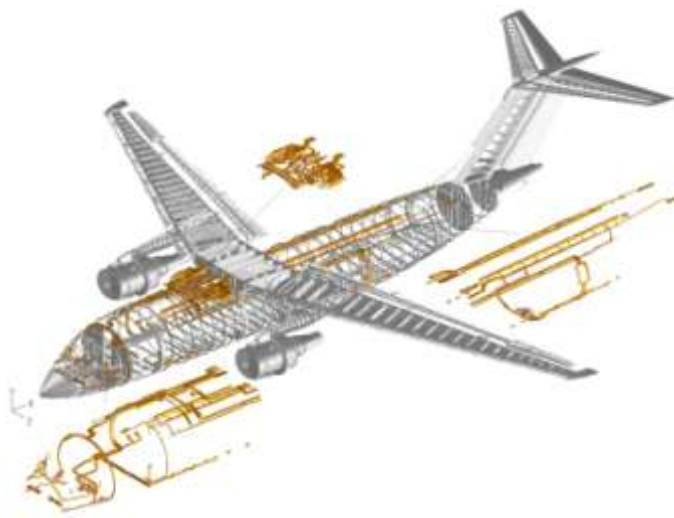


Рисунок 4.3 – Система кондиціонування повітря

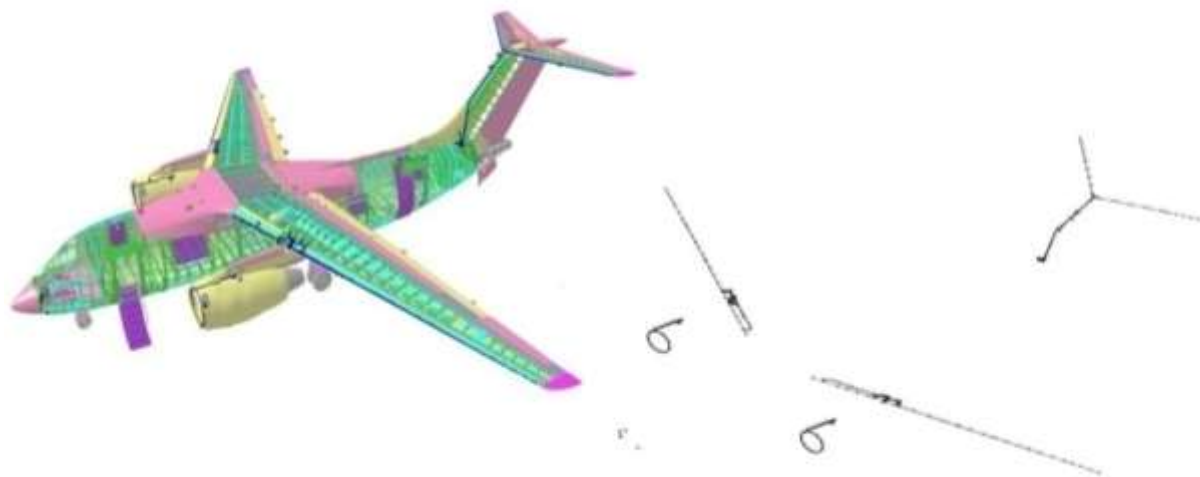


Рисунок 4.4 - Система протиобмерзання



Рисунок 4.5 – Гідравлічна система

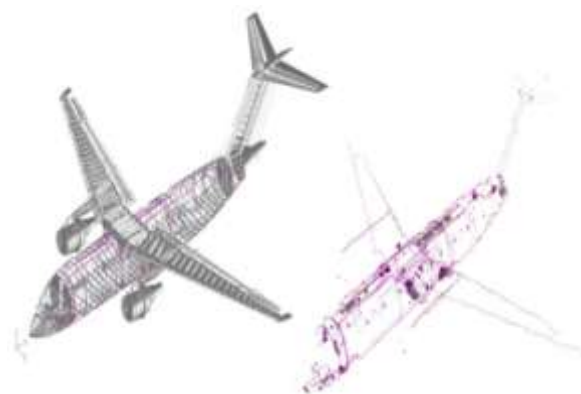


Рисунок 4.6 – Система електропостачання

На основі математичної моделі (4.1) з урахуванням вищевказаних обмежень, вимог і особливостей енергетичних систем блок-схема вибору основних параметрів повітряної мережі може бути представлена у виді, показаному на рис. 4.7. Для систем енергопостачання блок-схему основних параметрів зображено на рис. 4.8.

Враховуючи дискретний характер зміни характерного січень, а також дискретний вплив технологічних особливостей конструкції, розробку моделі проектування будемо вести в області методів математичної статистики, де найбільшого поширення набули:

- метод крутого сходження (МКС), що відноситься до групи градієнтних методів;

- послідовний симплексний метод (ПСМ);

- випадковий пошук з використанням ЛПТ – послідовностей (ВП).

Порівнюючи дані методи за критерієм пошуку глобального екстремуму в багатовимірному факторному просторі ($K = 20 \dots 100$), необхідно відзначити таке:

- метод МКС базується на обчисленні градієнта за експериментальними вихідними даними, але у разі погано обумовлених поверхонь (типу «яру», «фіордів») такий метод малоефективний;

- методи МКС і ПСМ забезпечують пошук у разі багатоекстремальних поверхонь локальних екстремумів; для пошуку оптимального екстремуму необхідно процес пошуку повторити багаторазово з різних вихідних точок факторного простору;

- для методу ПСМ в разі тривалого проведення окремого дослідження загальний час оптимізації може стати неприпустимо великим;

- ефективність методу ВП – в сенсі досягнення глобального екстремуму – вище, особливо для випадків з погано обумовленим факторним простором, всілякими обмеженнями за факторами, функціями та ін.;

- ефективність методу ВП – в сенсі необхідних витрат на реалізацію його процедури – вище: зі зростанням числа факторів K оптимізованої системи витрати на пошук для методів МКС і ПСМ зростають пропорційно $(K + 1)$, тобто лінійно, а для методу ВП – як \sqrt{K} ;

- метод ВП порівняно простий завдяки можливості розрахунку на ЕОМ необхідної матриці знань факторів для пошуку глобального екстремуму. Число факторів для ЛПТ – послідовностей становить до 51, для інших рівномірно розподілених послідовностей – може бути більш 100;

- ефективність пошуку глобального екстремуму за методом ВП не знижується, якщо для деяких поєднань значень факторів не можна отримати значення відгуків.

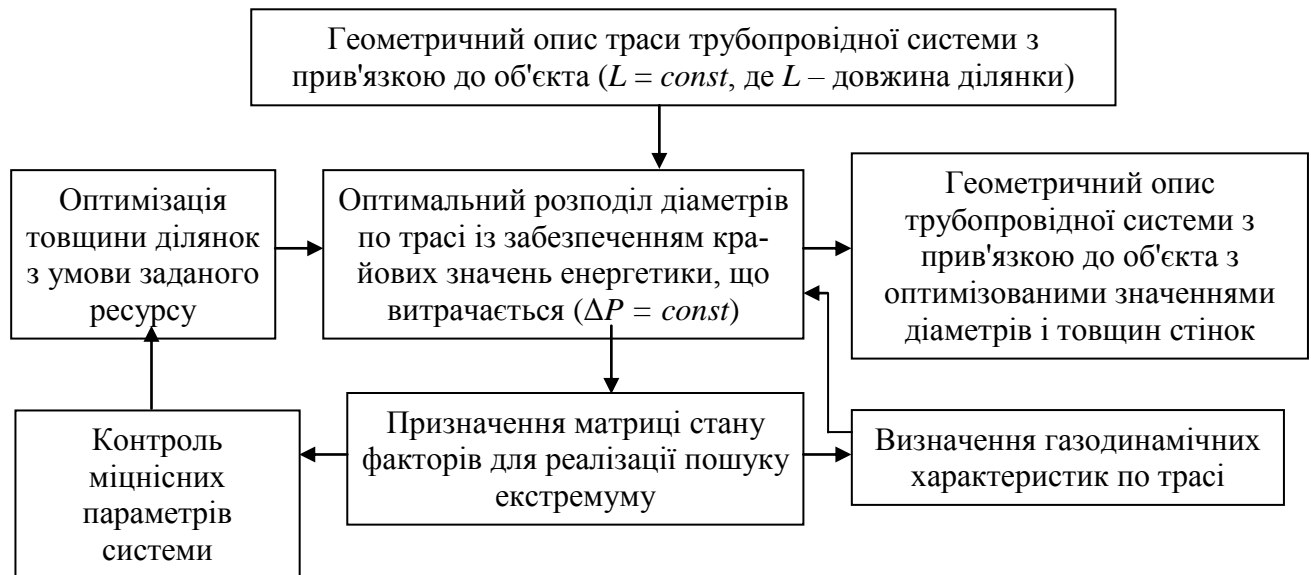


Рисунок 4.7 – Блок-схема вибору основних параметрів повітряних і гідравлічних систем

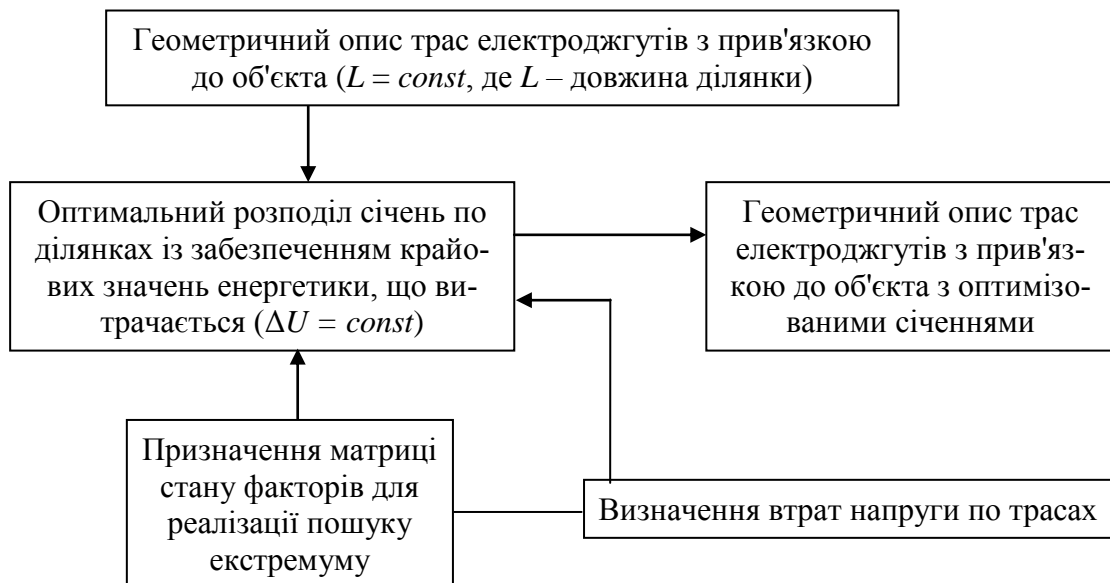


Рисунок 4.8 – Блок-схема вибору основних параметрів системи енергопостачання

Численні різновиди методу ВП розроблено за участю та під керівництвом Растрігіна Л. А. [80]. У них використані випадкові точки для зондування простору з таблиць випадкових чисел або алгоритмів їх одержання. Такі цифри не перевірялися на «рівномірність» розподілу в факторному просторі, і ефектив-

ність пошуку глобального екстремуму залишалася необґрунтованою.

У дослідженні запропоновано алгоритми генерування пробних точок, рівномірно розташованих в багатовимірному кубі. Від багатовимірного куба завжди можна перейти до багатовимірного паралелепіпеда, всередині якого можна розташувати цікаву для нас область факторного простору.

При використанні $ЛП\tau$ – послідовностей за методом ВП з алгоритмами ймовірність попадання хоча б однієї точки в зону екстремуму вище, ніж у інших послідовностей випадкових точок, за рівної кількості пробних точок для порівнюваних послідовностей. «Численні експерименти, проведені з метою порівняння $ЛП\tau$ – пошуку з найпростішим випадковим пошуком, незмінно показували перевагу $ЛП\tau$ – пошуку».

В даному випадку розглядається технічна система, до якої завжди пред'являється ряд вимог (критеріїв):

$$Y_1 \rightarrow \max; Y_2 \rightarrow \min; Y_{3 \min} \leq Y_3 \leq Y_{3 \max}; Y_2 \geq Y_3 \text{ та ін.}$$

Визначимо найкраще (в компромісному сенсі) поєднання критеріїв якості при багатокритеріальній оптимізації. Утворимо простір критеріїв якості, осі якого будуть виражати критерії якості технічної системи. Поєднання будь-яких екстремальних значень критеріїв якості являє собою в ідеальному випадку одну з вершин багатовимірного паралелепіпеда. Проте в загальному випадку вибір в реальній задачі найкращого поєднання неможливий через суперечливий характер цих критеріїв один щодо одного. Тому необхідно виражати одне з реальних поєднань таких критеріїв, яке буде найближчим до ідеального. Це поєднання й буде компромісним за Парето.

Припустимо такі вимоги до критеріїв:

$$Y_1 \rightarrow \max; Y_2 \rightarrow \min$$

За матрицею плану експерименту має бути проведено N дослідів. Коефіцієнти точок в багатофакторному просторі будуть розраховані за $ЛП\tau$ рівномірно розподіленими послідовностями для факторів даної технічної системи. Простір

критеріїв якості для Y_1 , Y_2 показано на рис. 4.9. Ідеальне поєднання критеріїв якості представляється точкою 2, для якої $Y_1 = \max$; $Y_2 = \min$. Пробні точки в кількості 32, 64, 128 перевіряються щодо близькості до ідеального поєднання, тобто до точки 2. Одна або кілька точок і будуть шуканими.

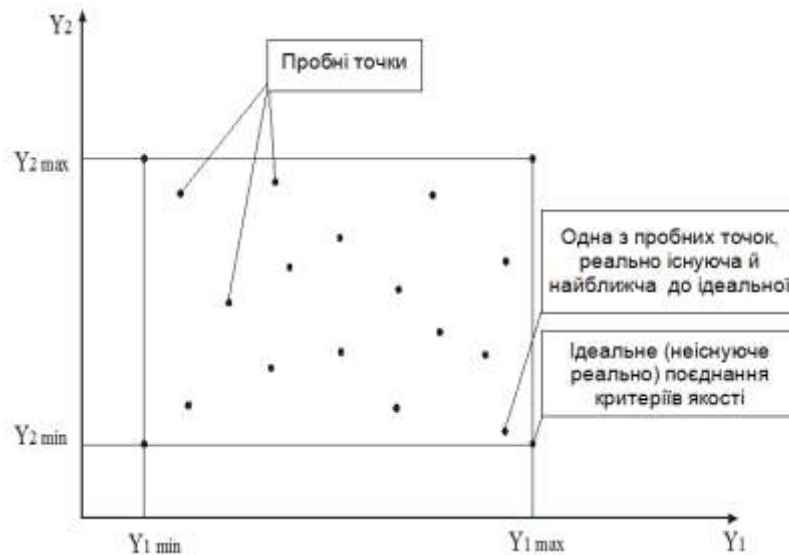


Рисунок 4.9 – Простір критеріїв якості Y_1 , Y_2

4.2 Побудова циклів вибору параметрів

При організації обчислювального процесу з використанням $ММТ$ – послідовності необхідно враховувати особливості течії газу в мережах.

Для течії газу характерна зміна густини з ростом швидкості, що змінює й сам зв'язок між повними тисками в січеннях, що розраховуються. З квадратичної залежності між тисками для нестисливої рідини з ростом швидкості показник падає і для звукових течій перетворюється в лінійну зв'язок. Ця особливість течії газу, а також той факт, що коефіцієнт гідравлічного опору в ряді випадків також залежить від швидкості течії, зумовлює те, що послідовність досліджень для одержання оптимальних значень розподілів діаметрів бажано починати з малих швидкостей течії газу (з великих значень d). Вихідні значення діаметрів доцільно призначати з умови рівної розрахункової швидкості течії газу в січеннях. У зв'язку з тим, що до 30 % втрат в мережах пов'язані з втратами на вузлах злиття і

поділу потоку, а коефіцієнт гідравлічного опору трійників, що показує співвідношення площ при аналізі, не повинен сильно «плавати»:

$$\xi_{мер} = f\left(\frac{\sigma_{\delta,0}}{\sigma_{сер}}, \frac{F_{\delta,0}}{F_{сер}}\right), \quad (4.2)$$

то розглядатися повинна не вся область можливих діаметрів, а найближчі їх значення з стандартизованого ряду.

Будь-яку трубопровідну мережу можна описати як поєднання ділянок с дискретно-заданими діаметрами і провести оптимізацію за поєднанням діаметрів, що приводить до мінімізації установчої маси.

Враховуючи значний ступінь впливу газодинамічних втрат від поєднання витрат і площ у вузлах злиття і поділу потоку, а також зміну фізичного опису процесів при досягненні кризових течій в елементах системи, доцільно рішення щодо оптимального розподілу діаметрів по трасі починати з геометричного опису системи з $\Delta P_{розр} \leq \Delta P_{зад}$ з подальшим аналізом варіантів з окремих похідних $\partial m / \partial P$ за методом градієнтного спуску в зону задовільних рішень. Схему вибору діаметрів по розгалуженій трасі трубопроводів показано на рис. 4.10.

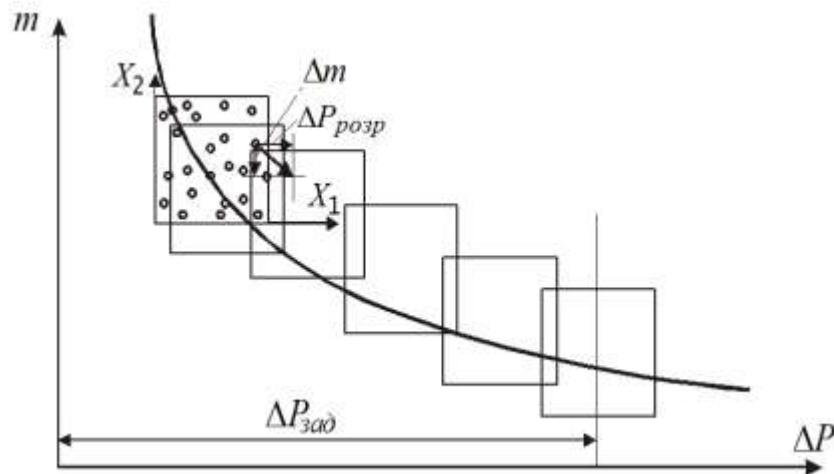


Рисунок 4.10 – Схема вибору діаметрів по трасах розгалужених трубопроводів

Оптимальне рішення досягається, як правило, за 3...4 зміщення матриці можливих значень діаметрів.

З організацією автоматичного завдання варійованих параметрів і автоматичним аналізом одержаних варіантів за градієнтним методом це не призводить до ускладнення інженерного аналізу й забезпечує оптимізацію системи, яка складається з 30...40 ділянок.

Алгоритм пошуку оптимальних рішень ускладнюється незначно, якщо для кожного виду поєднань діаметрів виконати міцнісний контроль системи та оптимізувати товщини вхідних елементів.

4.3 Побудова матриці стану факторів для реалізації пошуку екстремуму

Вихідними даними для генерації матриці пробних точок на кожному кроці пошуку оптимальних умов є такі:

- N – максимальне число пробних дослідів, яке може бути проведено на даному етапі оптимізації;
- M – число змінних, що оптимізуються;
- $NFI(M)$ – число рівнів варіювання по кожній змінній;
- $FN(K, M)$ – таблиця натуральних значень рівнів змінних, що має вид:

$$\left\{ \begin{array}{cccc} X_{11} & X_{12} & \dots & X_{1m} \\ M & & & \\ X_{k11} & X_{k21} & \dots & X_{km\ m} \end{array} \right\}, \quad (4.3)$$

де X_{kij} – натуральне значення k -го рівня j -змінної.

Виходом повинна бути матриця пробних точок $XW(N, M)$, кожен рядок якої є умовами одного пробного досвіду.

Побудова матриці відбувається за таким алгоритмом:

1. Визначення способу одержання матриці XW за формулою:

$$I = \prod_{j=1}^m NFI(j), \quad (4.4)$$

тобто як добуток числа рівнів варіювання змінних, що оптимізуються.

Якщо $L < N$, то матрицю XW можна одержати як матрицю повного факторного експерименту шляхом повного перебору варіантів, то здійснюється перехід до п. 2 даного алгоритму, в іншому випадку матриця будується на основі LPT – чисел (перехід до п. 3 даного алгоритму).

2. Побудова матриці XW як повного перебору всіх можливих варіантів поєднань значень змінних. Завершення роботи.

3. Побудова матриці пробних точок з N дослідів для M змінних, що змінюються безперервно в інтервалі $[0,1]$.

Значення розраховують за формулою:

$$X_{ij} = \sum_{k=1}^m 2^{-k+1} \left\{ 0,5 \sum_{\lambda=k}^m [2\{i \cdot 2^{-\lambda}\}] \cdot [2\{r_j^{(\lambda)} \cdot 2^{k-1-\lambda}\}] \right\}, \quad (4.5)$$

де $m = 1 + [\ln 1/\ln 2]$, $[\cdot]$ – вплив цілої частини числа; $\{ \cdot \}$ – вплив дробової частини числа; $r_j^{(l)}$ – значення з таблиці опорних чисел; i – номер дослідів; j – номер змінної.

4. Переклад одержаної матриці XW з кодування змінних до натуральних, що змінюються дискретно, кожна – в заданому таблицею FN інтервалі.

Для цього спочатку одержані значення для кожної змінної переводяться з кодової в натуральну безперервну область визначення. В даному випадку:

$$X_{ij} = BL_j + (BH_j - BL_j) \cdot X_{ij}, \quad (4.6)$$

де X_{ij} – кодоване значення j -змінної в i -ій пробній точці; BL_j , BH_j – нижня і верхня границі зміни j -змінної (визначається за таблицею FN).

Потім здійснюється перехід від безперервних значень до дискретних.

Як фактичне значення XW_{ij} приймається таке значення FN_{ij} , для якого $|X_{ij} - FN_{ij}|$ мінімальні за всіма значеннями K .

Після переведення всіх точок робота алгоритму завершується.

Робочу матрицю утворюючої вибірки представлено в таблиці 4.1. Типові плани пробних точок для матриці 16×16 представлено на рис. 4.11.

Таблиця 4.1 – Робоча матриця утворюючої вибірки

№ за/п	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	X_8	X_9	X_{10}	X_{11}	X_{12}	X_{13}	X_{14}	X_{15}	X_{16}
1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
2	1	2	1	2	1	2	1	2	2	1	2	1	2	1	2	1
3	2	1	2	1	2	1	2	1	1	2	1	2	1	2	1	2
4	0	2	3	3	2	0	1	1	3	2	2	3	3	0	1	1
5	2	0	1	1	0	2	3	3	1	0	0	1	1	2	3	3
6	1	1	2	0	3	3	0	2	0	3	1	2	0	1	2	0
7	3	3	0	2	1	1	2	0	2	1	3	0	2	3	0	2
8	0	3	2	1	1	0	1	2	2	2	0	1	1	2	1	2
9	2	1	1	2	2	2	3	0	1	1	2	2	3	0	2	1
10	1	1	3	2	1	2	1	1	0	3	2	1	2	2	2	2
11	2	2	1	0	3	1	2	2	2	1	1	3	1	1	0	0
12	1	1	1	2	2	1	0	3	1	0	2	2	2	2	1	2
13	2	2	2	1	0	2	2	1	2	2	1	1	0	1	2	1
14	1	2	0	1	2	3	1	1	3	1	1	2	1	3	3	3
15	3	0	2	3	1	1	2	2	1	2	3	0	2	1	1	1
16	0	2	1	1	1	1	3	1	0	3	1	3	2	2	2	1

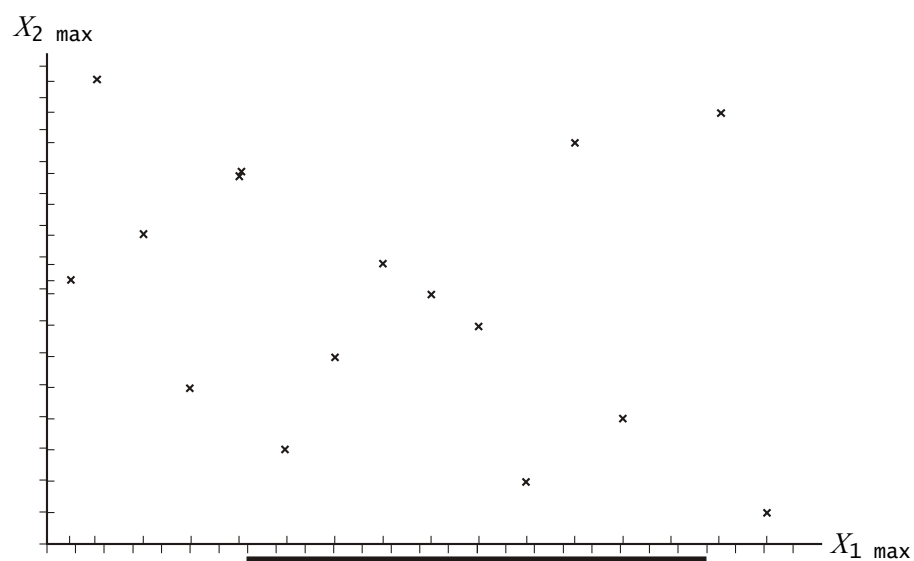


Рисунок 4.11 – Типовий план пробних точок:

$$X_{1 \max} = 1; X_{1 \min} = 0; X_{2 \max} = 1; X_{2 \min} = 0; x = 1 \dots 16$$

4.4 Алгоритм пошуку конструктивних параметрів

Як вихідні дані приймаємо:

- опорне рішення X_{on}, Y_{on} , яке визначається конструктором за попередніми розрахунками;
- первісну область пошуку оптимуму $Q_{вих}$, яка також визначається конструктором;
- стандартний ряд діаметрів труб d .

Після прийняття вихідних даних послідовність дій виглядає в такому виді:

1. Визначаємо необхідне число пробних точок N в залежності від числа незалежних змінних m і номера ітерації I (таблиця 4.2).

Таблиця 4.2 – Таблиця для вибору числа пробних точок

I/m	1–3	4–8	9–15	16–31	31
1	8	16	32	64	126
2–4	8	8	16	32	64

2. Генеруємо матрицю пробних точок як матрицю повного факторного експерименту (ПФЕ), якщо величина N дозволяє це зробити, в іншому випадку – як послідовність $ЛПт$ – точок у m -вимірному просторі.

При цьому:

- якщо генерація матриці пробних точок проводиться не вперше і область генерації в точності збігається з попередньою, то генерація проводиться, починаючи з $(N_{поперед} + 1)$ -ої точки незалежно від алгоритму генерації ($N_{поперед}$ – загальне число згенерованих пробних точок в даній області простору на попередніх кроках оптимізації);
- якщо області збігаються в повному обсязі, то виконується перевірка знову згенерованих рядків матриці з вже одержаними на попередніх етапах. Рядки, що збігаються зі згенерованими на попередніх етапах, в матрицю не

включаються.

3. Визначаємо параметри конструкції і фізичні показники якості за допомогою математичної моделі за матрицею пробних точок.

4. Цензуруємо одержану вибірку обчислювального експерименту, для чого з вибірки видаляються точки, в яких:

- маса системи перевищує аналогічний показник в опорному вирішенні;
- розрахункове значення ΔP більше заданого обмеження;
- відбувається порушення перебігу потоку (зрив потоку, перевищення швидкості тощо).

5. Визначаємо показники якості за Парето для всіх точок цензурованої вибірки. Узагальнений показник якості розраховують за такою залежністю:

$$Y_{yz.p} = \sqrt{\sum_{j=1}^m [1 - D_{jp}]^2 - W_j^2}, \quad (4.7)$$

де $Y_{yz.p}$ – узагальнене значення показника якості для i -ої точки експерименту; D_{jp} – приведенне до інтервалу 0...1 значення i -го відгуку в p -ій точці факторного простору; W_j – вага i -го відгуку (показника якості); m – кількість показників якості.

Відгуки приводять до інтервалу 0...1 за формулами (4.8) і (4.9) для максимізації і мінімізації \bar{g} , відповідно:

$$D_{jp} = 1 - \frac{Y_{j \max} - Y_{jp}}{Y_{j \max} - Y_{j \min}}, \quad (4.8)$$

$$D_{jp} = 1 + \frac{Y_{j \min} - Y_{jp}}{Y_{j \max} - Y_{j \min}}, \quad (4.9)$$

де $Y_{j \max}$ і $Y_{j \min}$ – відповідно, максимальне і мінімальне значення j -ої функції серед p пробних точок.

При необхідності розміщення відгуку в заданому інтервалі:

$$D_{jp} = \begin{cases} 1 - 2 \frac{Y_{ic} - Y_{ip}}{Y_{j\text{вг}} - Y_{j\text{нг}}} \\ 0 \end{cases} \quad \begin{array}{l} \text{при } Y_{jp} \in [Y_{j\text{нг}}, Y_{j\text{вг}}]; \\ \text{при } Y_{jp} > Y_{j\text{вг}}; Y_{jp} < Y_{j\text{нг}}, \end{array} \quad (4.10)$$

де Y_{jc} – середина заданого інтервалу для j -го відгуку; $Y_{j\text{вг}}$, $Y_{j\text{нг}}$ – відповідно, верхня і нижня границі заданого інтервалу.

6. Визначаємо найгіршу точку за узагальненим показником якості в цензурованій вибірці.

7. Вибираємо п'ять найкращих за узагальненим показником якості точок в цензурованій вибірці. Якщо хоч одна з них задовольняє як остаточне рішення, то обчислювальний процес завершується.

8. Будуємо гістограму розподілу з нульової точки за «найгіршою» координатою в умовній системі координат для кожної незалежної змінної. В умовній системі координат зміна на одиницю відповідає переходу до сусіднього більшого діаметру труби по стандартному ряду.

9. Визначаємо медіану:

- якщо координати медіани (-1, +1), то змін не проводимо;
- якщо координати медіани за абсолютною величиною більше одиниці, то визначаємо моду.

10. Змінюємо границі на величину моди і здійснюємо перехід до п. 1.

Враховуючи однаковий алгоритмічний характер, що описує внутрішні процеси течії газу, рідини і струму по літакових трасах, до таких задач застосуємо постулати Кірхгофа для мереж, які відповідають закону збереження маси і умові безперервності середовища і її параметрам. Остання умова для будь-якого розімкнутого контуру означає, що зміна тиску всередині нього відповідає різниці тисків або напружень на його краях:

$$\sum_j \Delta P_j(P_{2,j}, G_j) = P_1 - P_2, \quad (4.11)$$

де P_1 – тиск на початку контуру; P_2 – тиск в кінці контуру; j – індекс (номер) ділянки; $P_{2,j}$ – тиск в кінці (за потоком повітря) j -ої ділянки; G_j – витрата на ді-

лянці; ΔP_j – зміна тиску на j -ій ділянці.

У формулі (4.11) перепад тиску залежить від зміни тиску на інших ділянках контуру. Вибір як початкове значення $P_{2,j}$ для розрахунку перепаду тиску на ділянці істотний тільки для критичного режиму течії, коли розрахунок можна провести тільки проти потоку. У разі докритичних режимів розрахунок перепадів тиску на ділянках може визначатися як за тиском на кінці ділянки $P_{2,j}$, так і за тиском $P_{1,j}$ на його початку.

Для визначення напрямку витрат в гілках вибираємо напрямок обходу контуру. Вважаємо позитивним напрямком обхід контуру проти годинникової стрілки. З позицій напрямку обходу будемо розуміти «початок» і «кінець» контуру. Витрату в гілці вважаємо позитивною, якщо її напрямок збігається з позитивним напрямком в контурі з меншим номером. Витрати, спрямовані до вузла, вважаємо позитивними по відношенню до вузла.

Закон збереження маси для будь-якого вузла мережі (баланс витрат у вузлі) може бути записаний у виді:

$$\sum_{\epsilon} G = 0, \quad (4.12)$$

де підсумовування проводиться по всіх гілках, інцидентних вузлу.

Рівняння (4.11) і (4.12) – це основа моделювання мережі.

Система рівнянь виду (4.11) і (4.12), записаних для контурів і вузлів мережі, й методи вирішення становлять математичну модель розподільчої мережі.

Загальна кількість рівнянь математичної моделі повинна дорівнювати кількості невідомих, тобто повинна мати місце залежність:

$$N + MN = B - Y, \quad (4.13)$$

де $(N + MN)$ – загальна кількість дійсних контурів, виділених в мережі; B – число гілок в мережі; Y – число вузлів в мережі; N – число основних контурів, виділених в мережі; MN – кількість додаткових контурів, виділених в мережі.

Для дійсних контурів записують рівняння виду (4.11).

Основні контури – різновид дійсних, що охоплюють всі гілки з шуканими

витратами, і по них складають рівняння виду (4.11) для визначення витрат.

Додаткові контури охоплюють всі гілки із заданими витратами:

$$N = B_o - Y_o, \quad (4.14)$$

де B_o і Y_o – кількість гілок і вузлів в системі основних контурів;

$$MN = B_o - Y_o, \quad (4.15)$$

де B_o – кількість гілок із заданими витратами; Y_o – кількість вузлів, що утворена цими гілками (вузли, в яких всі витрати задані).

Виконання співвідношень (4.14) і (4.15) обумовлює коректність задачі розрахунку витрат в мережах.

Все описане може бути застосовано й для розрахунку мереж енергопостачання при допущенні, що P_j – це U_j ; ΔP_j – це ΔU_j ; G_j – це I_j .

Як зазначалося вище, будь-який відбір потужності від двигуна вимагає збільшення його потужності і, як наслідок, маси. Тому на кожному оптимізаційному кроці по енергозалежних системах необхідний аналіз і облік приросту цієї маси.

Мінімальне значення установчої маси систем з урахуванням приросту маси двигуна й буде визначати зону прийнятних рішень.

Блок-схему інтеграційного процесу показано на рис. 4.12.

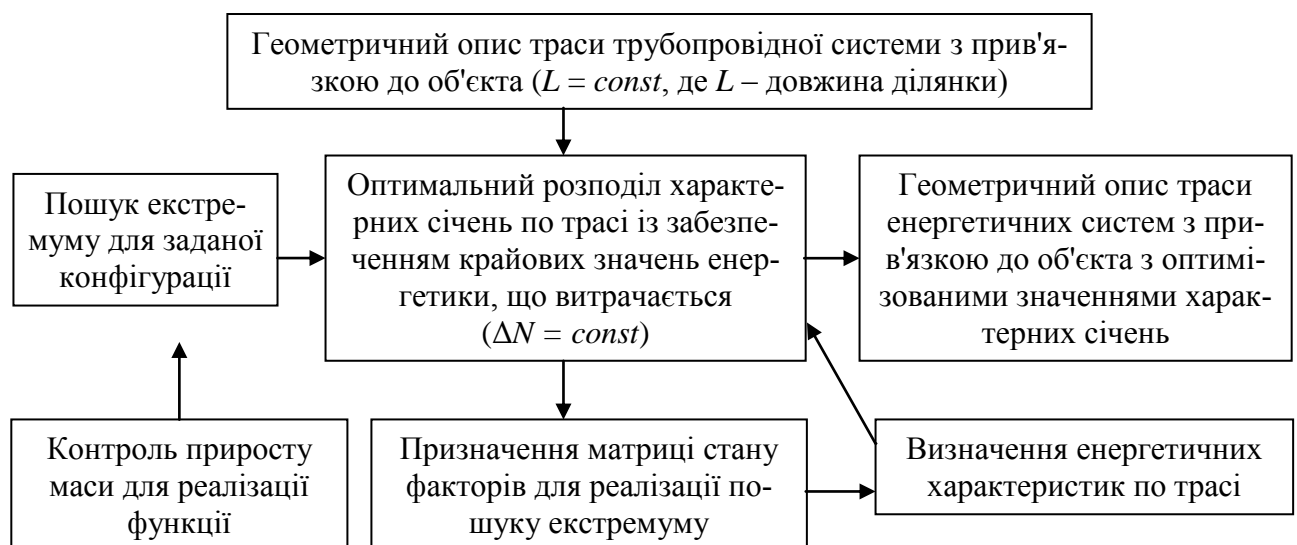


Рисунок 4.12 Блок-схема вибору основних параметрів енергетично залежних систем літака

4.5 Метод еквівалентних мас при проектуванні енергетично залежних систем літака

Розглядається метод оцінки витрат палива в польоті, обумовлений встановленням системи на літак. Метод заснований на використанні обмеженого числа параметрів і є особливо корисним на різних етапах обробки нового проекту. Проаналізовано відносну значущість включених у розгляд параметрів, зокрема співвідношення між витратами палива, зумовленими базовою масою системи і опором системи (за винятком опору, пов'язаного з масою), що залежать від умов польоту; ці витрати палива можуть бути значними або навіть великими.

При встановленні системи на літак додаткове паливо витрачається на:

- провезення базової маси системи ΔW_I за допомогою створення додаткової тяги, пов'язаної з опором маси;
- забезпечення системи енергією, що проявляється у витратах палива Δf_s , потрібних для підтримання постійної тяги, коли від двигуна відбирається енергія, яка потрібна для роботи системи;
- подолання будь-якого додаткового опору ΔD_D , який є результатом встановлення системи на літак (збільшення профільного опору та опору, пов'язаного з використанням повітря від швидкісного напору для цілей охолодження);
- провезення сумарної кількості палива, потрібного на вищевказані потреби.

Складовою частиною систем підготовки повітря, систем кондиціонування, масляних систем є повітрозбірники, які збільшують аеродинамічний опір літака (рис 4.13, 4.14).

Процес їх проектування ітераційний та потребує рішення аеродинамічних задач, розгляду різних варіантів компонувань, оцінки масових витрат. І саме метод еквівалентних мас дає можливість вибрати оптимальний варіант для літака.

Лобові повітрязбірники



Утоплені нерегульовані повітрязбірники

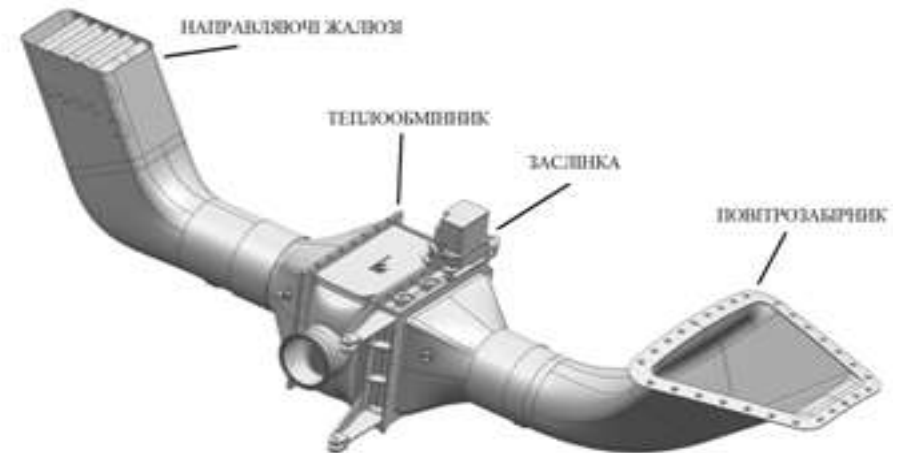


Рисунок 4.13 - Нерегульовані повітрязбірники

Утоплені регульовані повітрязбірники

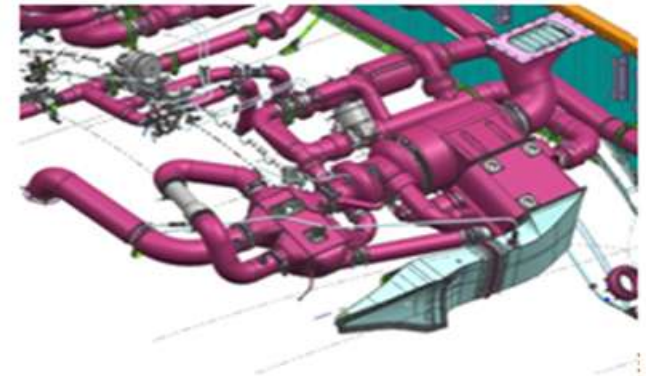
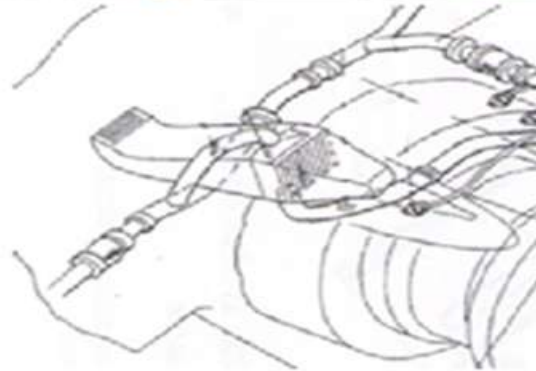


Рисунок 4.14 - Регульовані повітрязбірники

Сумарні витрати палива є узагальненим проявом вищеназваних витрат для даної тривалості польоту за певних умов.

Допущення:

- крейсерський політ проходить на постійній висоті та з постійним числом Маха;
- паливо, яке потрібне на етапах польоту, що передували крейсерському польоту й наступних за ним, буде додатковим до загальної маси палива на початку крейсерського польоту;
- встановлення системи на літак призводить до незначних змін якості z і питомої витрати палива c ;
- витрати палива, потрібного для роботи системи, безперервні й постійні протягом крейсерського польоту;
- встановлення системи на літак не викликає ніяких змін в загальній ефективності двигуна.

Повну витрату палива, обумовлену встановленням системи на літак, визначають за рівнянням:

$$W_{FO} = \left(\Delta W_1 + z \cdot \Delta D_D + \frac{z}{c} \Delta f_s \right) \left(e^{\frac{c}{z} t} \right), \quad (4.16)$$

де W_{FO} – маса палива на початку крейсерського польоту, яка потрібна для доставки маси W_1 на відстань S , роботи системи й подолання додаткового опору; ΔW_1 – базова маса системи; z – якість; ΔD_D – додатковий опір; c – питома витрата палива; Δf_s – витрата палива, що обумовлена роботою системи; t – час (год).

Диференціюючи рівняння (4.16), одержимо швидкість зміни витрат палива, обумовлених масою системи ΔW_1 і додатковим опором ΔD_D :

$$\frac{d(W_{FO})}{d(\Delta W_1)} = e^{\frac{c}{z} t} - 1, \quad \frac{d(W_{FO})}{d(\Delta D_D)} = z \left(e^{\frac{c}{z} t} - 1 \right). \quad (4.17)$$

Для питомої витрати палива, рівної, відповідно, 1,1 кг/кг·год і 16 кг/кг·год, швидкість зміни наведено в таблиці 4.3 при заданій тривалості польоту для транспортного літака.

Таблиця 4.3 – Швидкість зміни витрат палива для транспортного літака

Тривалість польоту, год	5	10	15	20
$d(W_{FO})/d(\Delta W_L)d(W_{FO})$	0,41	0,99	1,80	2,96
$d(W_{FO})/d(\Delta D_D)$	6,56	15,82	28,87	47,28

З таблиці 4.3 видно, що для тривалості польоту 10 год збільшення базової маси системи на 1 кг призведе до збільшення витрат палива на 0,98 кг. Аналогічно, збільшення опору на 1 кг призведе до зростання витрат палива на 34,88 кг. З цього випливає, що втрати палива, обумовлені опором, значно вагоміші, ніж втрати, зумовлені вагою. Тобто значно більшого ефекту можна досягти зменшенням опору в порівнянні зі зменшенням маси системи.

Заміна існуючої системи легшою удосконаленою системою за незмінних умов польоту призводять до загальної економії маси ΔW . Це дозволить збільшити на ΔW корисне навантаження, що можна оцінити за допомогою виразу:

$$\Delta W_g + \Delta W_g \left(e^{\frac{c}{z}t} - 1 \right) = \Delta W, \quad (4.18)$$

де другий член в лівій частині – це витрати палива, обумовлені величиною ΔW_g ; z – якість; c – питома витрата палива; t – час (год).

Тоді додаткове навантаження дорівнює:

$$\Delta W_g = \Delta W \cdot e^{-\frac{c}{z}t}, \quad (4.19)$$

Як і передбачалося, $(+\Delta W_g) < (+\Delta W)$, оскільки певну кількість палива необхідно затратити на провезення $(+\Delta W_g)$.

Можливий випадок, коли заміна існуючої системи поліпшеною, але важчою системою, призводить до загального зменшення маси завдяки тільки значному зниженню опору. Відповідне додаткове корисне навантаження можна знайти за рівнянням (4.19), однак при цьому корисність заміни буде тісно пов'язана з визначальним часом (*break-even time*) в польоті (рис. 4.15). Якщо тривалість польоту буде менше цього часу, то центрування нової системи не буде давати переваг.

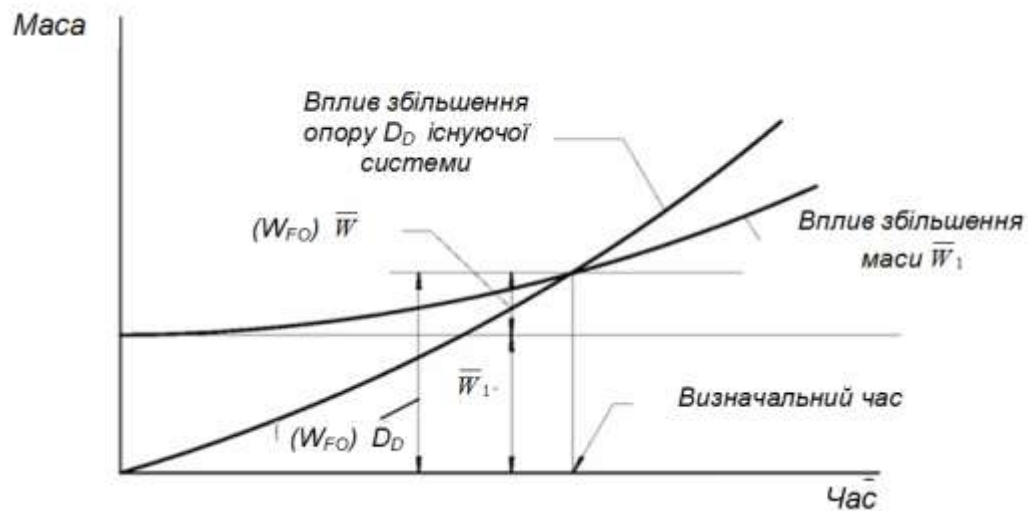


Рисунок 4.15 – Оцінка визначального часу

Таким чином, при оцінці повної маси системи (включаючи повні втрати палива) критичним параметром не обов'язково є базова маса системи. Вплив, обумовлений опором, може бути значно помітнішим, і тоді будь-яке зменшення опору призводить до відповідної економії палива й, можливо, до збільшення корисного навантаження.

Якщо зменшення опору дістається за рахунок збільшення базової маси системи, то економія повної маси може бути досягнута тільки, якщо тривалість польоту перевищує «*break-even time*». Помітного виграшу одержати не вдається, якщо останнє має місце на заключній стадії польоту.

4.6 Удосконалення моделі проектування енергозалежних систем

Зі збільшенням дальності, швидкості й висоти польоту, зі збільшенням числа задач, що вирішуються авіаційною технікою, розширилися та ускладнилися задачі, які вирішуються бортовими повітряними розподільними мережами. Так, наприклад, в повітряну розподільчу мережу сучасного транспортного літака входять:

- система кондиціонування кабін;
- система обігріву підпільного простору;

- захист протиобмерзання крила і дренажу паливних баків;
- захист протиобмерзання повітрозабірника двигуна;
- повітряний запуск двигуна;
- система організованого відсмоктування повітря з відсіку устаткування;
- наддування гідробаків;
- привід турбонасосної установки;
- наддування радіоапаратури і локатора;
- обігрів відсіку допоміжної силової установки;
- кондиціонування кабін від наземних джерел;
- вентиляція кабін забортним повітрям;
- подача повітря для виробництва нейтрального газу.

За конструктивної форми бортові повітряні мережі представляють сукупність теплообмінних апаратів, холодильних турбін, компресорів, фільтрів, обмежувачів і регуляторів, змішувачів, трубопроводів та інших елементів, які взаємодіють між собою і з навколишнім середовищем шляхом обміну потоками робочих тіл, тепла і механічної енергії. Цільове призначення системи реалізується в процесі її функціонування, яке полягає у виробництві на борту і подачі до споживачів робочого тіла, кількість та якість якого визначаються зовнішніми характеристиками. Зовнішня характеристика є кількісним виразом мети функціонування системи.

Типовий монтаж частини повітряної мережі представлено на рис. 4.16.

Характерним розміром для всіх елементів, які входять в монтаж, є діаметр трубопроводів. Елементи, які використовуються для виготовлення трубопроводів, представлено на рис. 4.17.

Діаметри трубопроводів, які використовуються в повітряних мережах, мають дискретний ряд: $d_y = 6; 8; 10; 12; 18; 24; 30; 32; 36; 42; 50; 63; 80; 100; 120; 160; 200; 250$ мм. Дискретний характер має також товщина стінки трубопроводів: $s = 0,3; 0,5; 0,6; 0,8; 1,0; 1,2; 1,5; 1,8; 2,0$ мм.

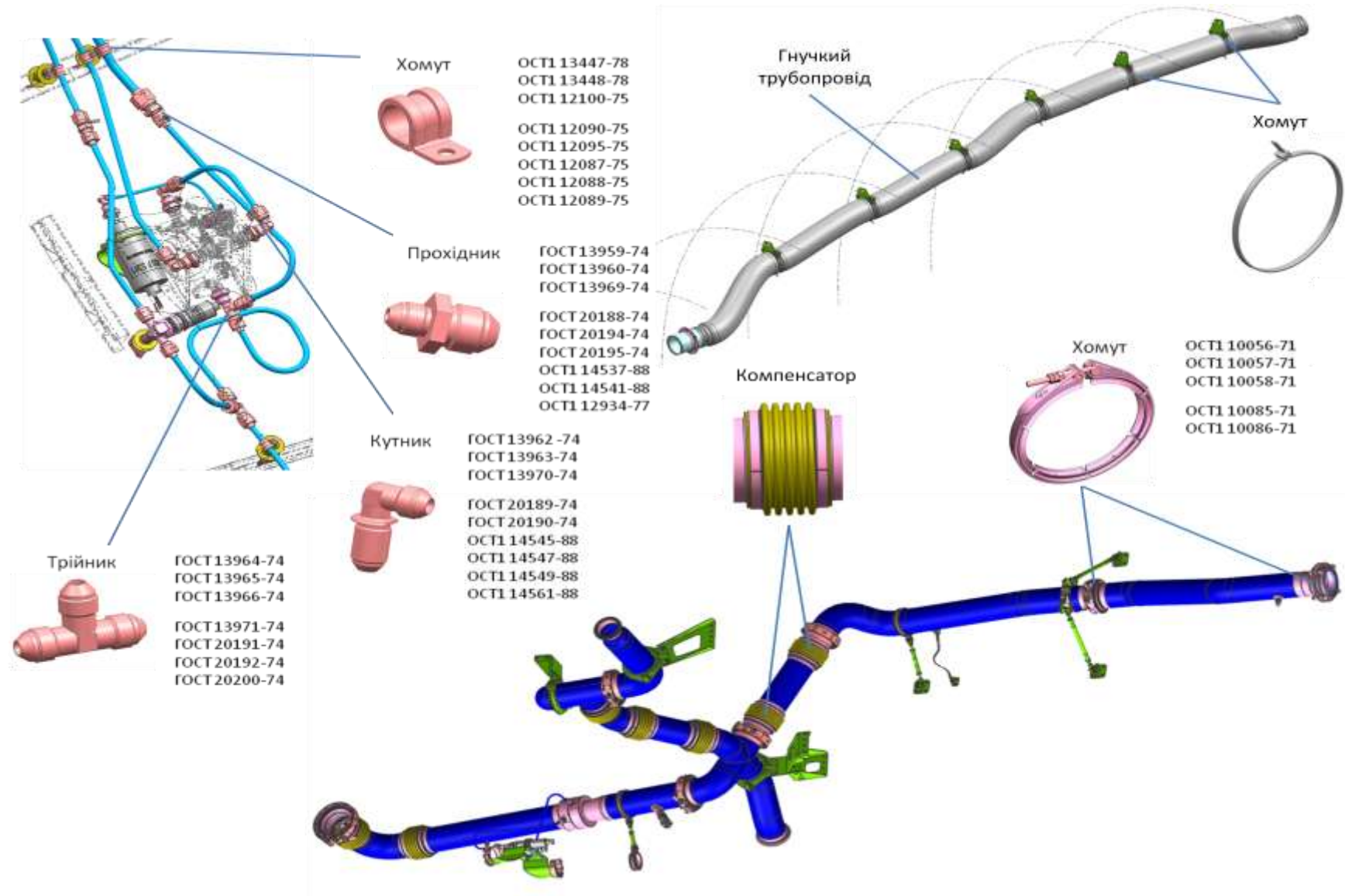
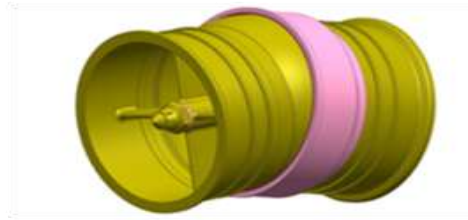


Рисунок 4.16 - Типовий монтаж трубопроводів



Компенсатор



Сильфон АНУ5801.005.000



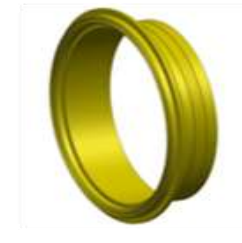
Опора різьбова



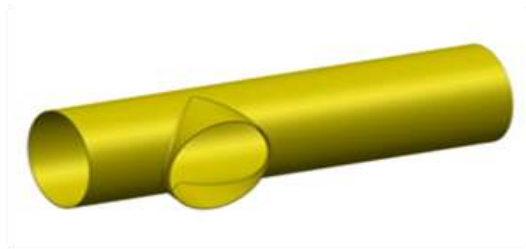
Фланец АНУ 5800.047.000



Наконечник АНУ5800.013.000



Фланец АНУ5800.018.000

Відбортовка отвору в трубі
АНУ 5800.016.000

Коліно АНУ5800.015.000

Рисунок 4.17 - Елементи для виготовлення трубопроводів

Як технічний об'єкт повітряні розподільні мережі характеризуються рядом функціональних показників. Це – надійність і маса системи, витрати енергії і робочих тіл, габарити, зовнішні енерговиділення, запас міцності, вартість тощо. В практиці створення повітряних розподільних систем при виконанні вимог щодо холодопродуктивності в подальшому використовують, як правило, такий показник, як «установча» маса, рідше – комплексний «наведена» маса, з введенням обмежень на інші показники.

При проектуванні повітряних розподільних систем відбувається пошук компромісу між багатьма суперечливими вимогами, такими як мінімізація установчої маси і втрат енергії, висока надійність систем, відмовобезпека, жорсткі просторові обмеження, висока технологічність і порівняно низька вартість виробництва. Залучення методів математичної статистики дозволяє оптимізувати параметри повітряних систем.

При проектуванні повітряних систем завжди виникає питання про те, яку з двох і більше можливих варіантів систем слід прийняти для розробки на новому літаку або як порівняти наявні системи.

Перш за все оцінка системи проводиться за її здатністю до виконання функціональних вимог, таких як забезпечення заданих параметрів щодо тиску, температури і вологовмісту повітря на всіх режимах польоту, що властиві даному літаку. Будь-яка з конкуруючих систем повинна відповідати цим вимогам.

Приймемо при подальших побудовах оптимізаційних циклів оцінку повітряних систем за їх впливом на приріст злітної маси літака.

Приріст злітної маси літака, обумовлений повітряною системою, визначається як сума всіх витрат маси на систему:

$$m_{екв} = m_{\Sigma} + (\Delta f_D + \Delta f_s + \Delta f_w) t, \quad (4.20)$$

де Δf_D – витрата палива, яка обумовлена додатковим опором; Δf_s – витрата палива, яка обумовлена роботою системи; Δf_w – витрата палива, яка необхідна для провезення маси системи; m_{Σ} – установча маса; $m_{екв}$ – еквівалентна маса; t – час

польоту.

Функція мети для оптимізації системи за критерієм мінімізації збільшення злітної маси літака (з урахуванням прийнятих обмежень для повітряних систем (п. 4.1), має вид:

$$m_{\Sigma экв} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \Pi \Sigma d_i s_i \lambda_i \gamma_i + k_4 \Sigma d_i + (\Delta f_D + \Delta f_s + \Delta f_w) t, \quad (4.21)$$

де Δf_D – оцінюється для кожного типу розміру застосовуваного теплообмінника; Δf_s – постійна для обраного типу системи і споживаної потужності; Δf_w – функції від установчої маси, для кожного типу уточнюється за значенням; t – час польоту, для якого оптимізується система.

На основі мінімізації виразу (4.21) і побудовано оптимальне проектування бортових повітряних розподільних мереж, тобто вибір їх основних конструктивних параметрів (рис. 4.18).

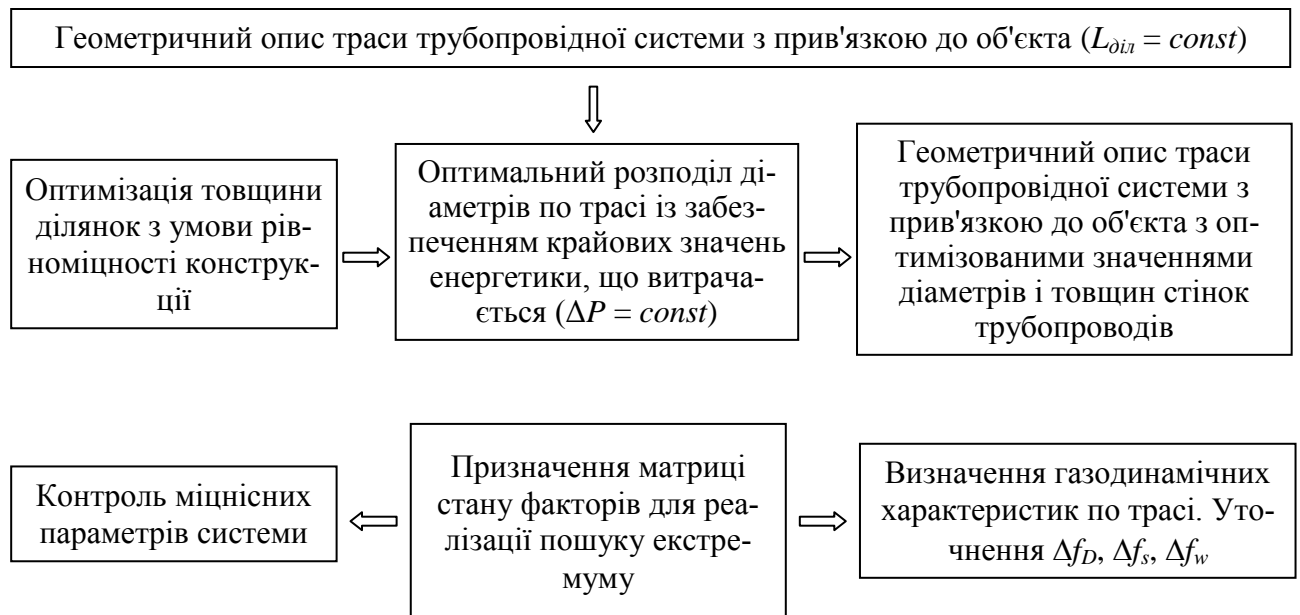


Рисунок 4.18 – Блок-схема проектування комплексу основних параметрів трубопровідних мереж

4.7 Висновки по розділу

1. Розроблено метод визначення основних параметрів літакових енергетично залежних систем, запропоновано алгоритми оптимізації параметрів діаметрів трубопроводів, товщин їх стінок і вибору матеріалу на різних ділянках траси, січень проводів на базі методів математичної статистики.

2. Запропонований метод дозволяє оптимізувати параметри літакових енергетично залежних систем з нелінійними характеристиками процесів, що протікають в їх елементах.

3. Оптимізація за еквівалентною масою дозволяє врахувати аеродинамічні особливості виконання різного роду вхідних пристроїв для потреб повітряних систем.

4. Метод дозволяє вести оптимізаційну оцінку також різних виконань повітряних систем за термодинамічним циклом.

5. Відмінною особливістю викладеного методу визначення конструктивних параметрів літакових енергетично залежних систем є те, що такі різноманітні процеси, як газодинамічний, міцнісний і взаємопов'язане зростання маси двигуна об'єднані в одному циклі оптимізації конструктивних параметрів.

Основні наукові результати, наведені у розділі 4, опубліковані у працях автора [2, 15, 22], наведених в анотації.

Розділ 5

МЕТОДОЛОГІЯ ТРАНСФОРМАЦІЇ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ПРИ МОДИФІКАЦІЇ

5.1 Розробка концепції вітчизняного середнього військово-транспортного літака з турбореактивними двоконтурними двигунами

5.1.1 Удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з турбогвинтовентиляторними двигунами

Створення вітчизняного середнього військово-транспортного літака (ВТЛ) Ан-188 з турбореактивними двоконтурними двигунами (ТРДД) здійснюється з максимальним використанням науково-технічного доробку, напрацьованого при створенні вітчизняного військово-транспортного літака з турбогвинтовентиляторними двигунами (ТГВД) із збереженням основних конструктивних, аеродинамічних і міцнісних характеристик з урахуванням вимог льотної придатності EASA CS-25, MIL-STD, STANAG.

На сьогодні світовий парк ВТЛ нараховує 3173 літаки (рис. 5.1), серед яких:
- легкі ВТЛ – CN-235, C-295, DHC-5, Ан-26, Ан-32, Ан-72/Ан-74, G222, C-27J, C-1 – знаходяться на озброєнні 67 країн;

- середні ВТЛ – C-130, Ан-77, A400M, C-180, Ан-12, Y-8/Y-9, C-2 – знаходяться на озброєнні 68 країн;

- важкі та надважкі ВТЛ – Іл-76, C-17, C-5, Ан-124 – знаходяться на озброєнні 14 країн.

Загальний вид вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з турбовентиляторними двигунами (ТВД) показано на рис. 5.2, а його основні льотно-технічні характеристики наведено у таблиці 1.2.

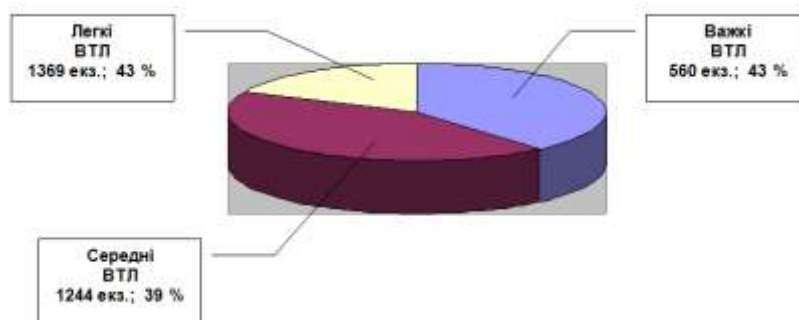


Рисунок 5.1 – Структура світового парку військово-транспортних літаків

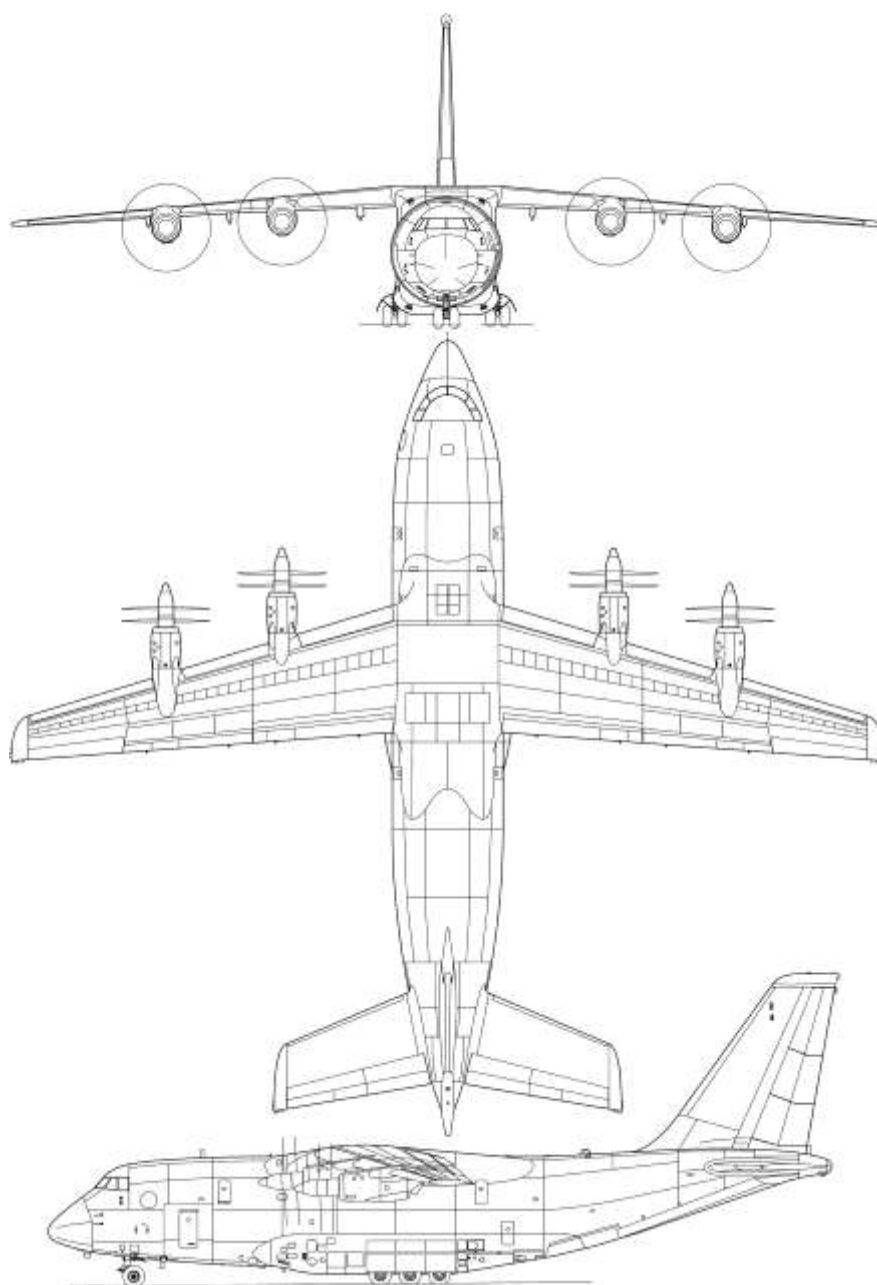


Рисунок 5.2 – Загальний вид літака з турбовентиляторними двигунами

Основними задачами середнього оперативно-тактичного ВТЛ є:

- перевезення особового складу, техніки, вантажів і засобів матеріально-технічного забезпечення між стратегічними напрямками;
- доставка військових формувань, техніки і вантажів в інтересах проведення контртерористичних, миротворчих і логістичних операцій;
- доставка частин і з'єднань десантно-штурмових і сухопутних військ в райони бойового призначення;
- забезпечення перебазування авіаційних частин і з'єднань.

Вітчизняний середній оперативно-тактичний ВТЛ являє собою високоплан з крилом помірної стрілоподібності, герметичним фюзеляжем, палубним хвостовим оперенням і шасі триопорної схеми, чотирима двигунами і допоміжною силовою установкою.

Для удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного ВТЛ з ТГВД передбачається установка на пілони під крилом чотирьох турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) CFM Leap виробництва CFM International (рис. 5.3) із забезпеченням обдування закрилків.

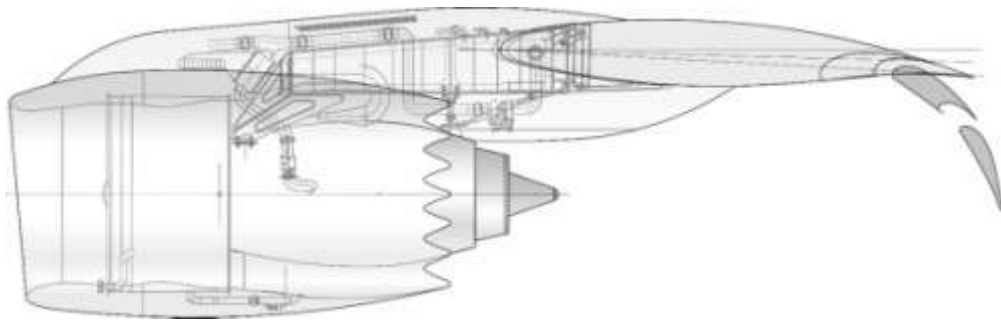


Рисунок 5.3 – Силова установка

Вибір нових маршових двигунів зроблений, виходячи з максимально можливої ідентичності їх вагових і тягових характеристик з вихідною силовою установкою, збереження комплексу льотно-технічних характеристик, включаючи параметри короткого зльоту і посадки (КЗП), не нижче, ніж у літака з ТГВД, а також забезпечення флатерних характеристик при великих швидкостях польоту.

Заміна маршової силової установки дає такі переваги:

- можливість забезпечення шуму на місцевості відповідно IV главі ІСАО;
- підвищений комфорт екіпажу у вантажній кабіні – шум менше 80 дБА;
- можливість підвищення ресурсу планера і систем за рахунок зниження вібраційних і акустичних навантажень;
- можливість одержання більшої кількості повітря, що відбирається, для потреб обігріву поверхонь крила та оперення;
- можливість підвищення аеродинамічної якості за рахунок відсутності обдування і зменшення S_{mid} мотогондоли;
- можливість одержання більш прийнятних центрувань літака;
- трудомісткість ТОіР МДУ систем на 30-35 % менше;
- можливість зменшення радіолокаційної помітності;
- можливість підвищення продуктивності польотів на 7-10 %;
- можливість підвищення технічної готовності літака за рахунок меншої трудомісткості ТОіР.

Для забезпечення кута нахилу рампи і підтрапніків в положенні для навантаження (вивантаження) техніки 12° (рис. 5.4) передбачається вдосконалити систему регулювання висоти вантажної підлоги (РВВП)

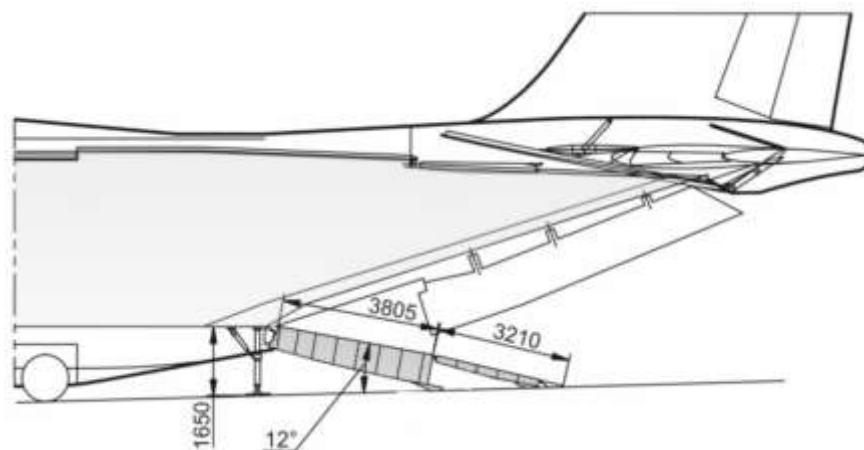


Рисунок 5.4 – Схема кута нахилу рампи

Система РВВП призначена для зменшення висоти вантажної підлоги при проведенні вантажно-розвантажувальних робіт, а також для поліпшення умов при наземному обслуговуванні.

Удосконалення системи РВВП полягає в забезпеченні літака системою збільшення висоти передньої опори шасі й системою присідання основних опор шасі для опускання хвостової частині фюзеляжу до рівня, потрібного при вантажних операціях.

5.1.2 Дослідження з оптимізації розташування двигуна щодо крила військово-транспортного літака з турбогвинтовентиляторними двигунами короткого зльоту і посадки

Для забезпечення робіт з проекту транспортного літака короткого зльоту і посадки з турбореактивними двигунами з великим ступенем двоконтурності ($m = 8 \dots 10$) проведено комплексні дослідження особливостей впливу струменів працюючих імітаторів на аеродинамічні характеристики механізованої моделі літака. Як модель було використано модель літака Ан-77 з крилом подовження $\lambda = 9,5$, звуженням $\eta = 3,45$ і кутом стрілоподібності $\chi_{1/4} = 14^\circ$. На місця установки приставних імітаторів турбовентиляторних двигунів Д-227 з гвинтами СВ-227 на відносних розмаху крила 0,383 і 0,65 було встановлено чотири приставних імітатори ТРДД з повітряними турбінами, які приводилися за допомогою стиснутого повітря високого тиску.

З метою оптимізації положення двигунів за впливом виносу двигуна уздовж хорди крила, положення по висоті та куту заклинення двигуна відносно місцевої хорди крила проведено аналіз сучасних компоновань силових установок на пілонах під крилом літаків і визначено область розміщення двигунів для параметричних досліджень в аеродинамічній трубі.

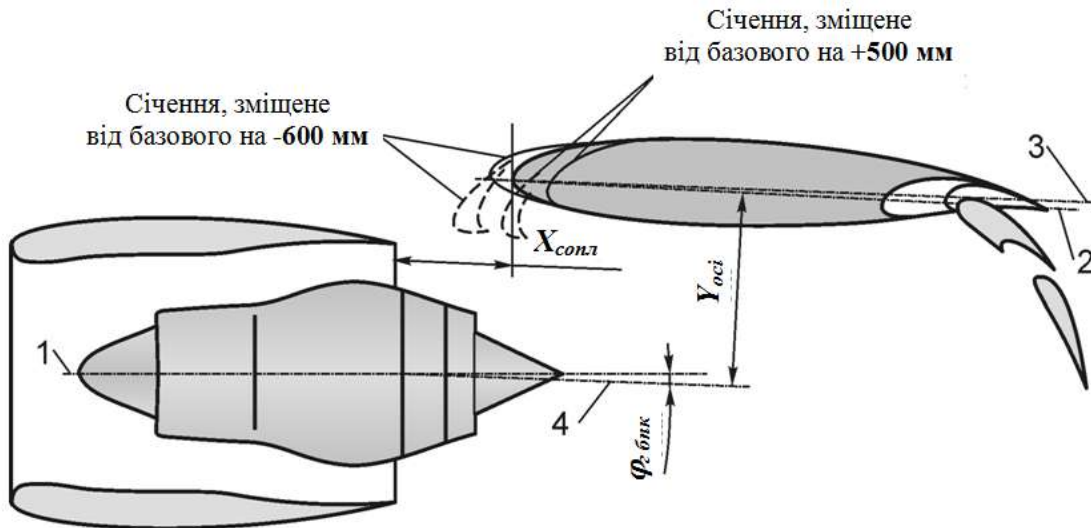
Параметри установки імітаторів двигунів (рис. 5.5):

- ($\bar{X}_{сопло} = X_{сопло} / b_{сич}$) – винос сопла відносно носка профілю крила в січенні установки двигуна уздовж будівельної площини крила;

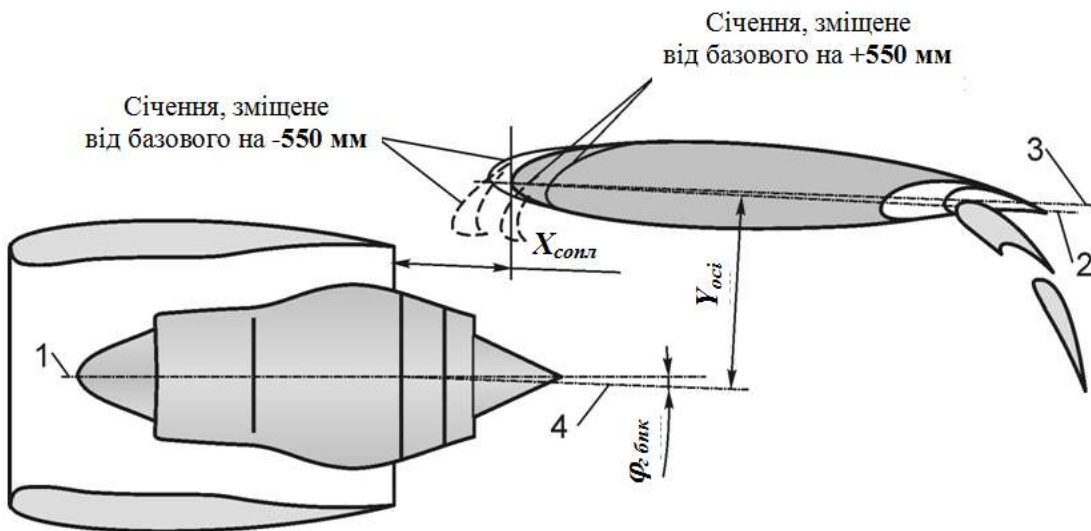
- ($\bar{Y}_{оси} = Y_{оси} / b_{сич}$) – положення осі двигуна відносно площини, паралельної будівельній площині крила, проведеної через носок профілю січення установки двигуна;

- $\varphi_{2 \text{ блк}}$ – кут між віссю двигуна і лінією, паралельною будівельній площині крила.

Значення параметрів наведено у таблиці 5.1.



a



б

Рисунок 5.5 – Параметри установки імітаторів внутрішніх (*a*) і зовнішніх (*б*) двигунів:

1 – вісь двигуна; 2 – будівельна площина крила; 3 – хорда крила в січенні установки двигуна; 4 – лінія, паралельна будівельній площині крила

Таблиця 5.1 – Параметри установки імітаторів двигунів для різних варіантів досліджень

№ варіанту	Січення крила на відносному розмаху 0,383				Січення крила на відносному розмаху 0,65			
	$\bar{X}_{сопл}$	$\bar{Y}_{осі}$	$\varphi_{2\text{ бнк, град}}$	$\beta_{гонд, град}$	$\bar{X}_{сопл}$	$\bar{Y}_{осі}$	$\varphi_{2\text{ бнк, град}}$	$\beta_{гонд, град}$
1	-0,22	-0,29	0	0	-0,267	-0,357	-1,5	0
1a	-0,22	-0,29	-1,5	0	-0,267	-0,357	-3,0	0
2	-0,22	-0,32	-1,5	0	-0,267	-0,393	-3,0	0
3	-0,22	-0,26	-1,5	0	-0,267	-0,32	-3,0	0
4	-0,22	-0,237	+1,5	0	-0,267	-0,32	+1,5	0
5	-0,26	-0,29	-1,5	0	-0,32	-0,357	-3,0	0
6	-0,18	-0,29	-1,5	0	-0,218	-0,357	-3,0	0
10	-0,22	-0,3	-1,5	0	-0,265	-0,353	-2,5	0
11	-0,15	-0,3	-1,5	0	-0,18	-0,353	-2,5	0
12	-0,18	-0,3	-1,5	0	0,217	-0,353	-2,5	0
13	-0,22	-0,26	-1,5	0	0,265	-0,32	-2,5	0
14	-0,214	-0,287	-1,5	0	-0,257	-0,366	-2,5	0
15	-0,214	-0,26	-1,5	0	-0,257	-0,32	-2,5	0

Дослідження показали, що при збільшенні коефіцієнта тяги імітатора ТРДД обдування закрилків струменями призводить до суттєвого підвищення несучої здатності крила за рахунок відхилення струменя, відновлення безвідривного обтікання механізації задньої кромки крила і збільшення суперциркуляції навколо крила. Найбільше збільшення підйімальної сили досягається при відхиленні закрилків на великі кути ($\delta_3 = 60^\circ$) при найближчому положенні сопел до крила.

З конструктивних міркувань найближче положення двигунів транспортного літака короткого зльоту і посадки з турбореактивними двигунами визначено при таких відносних параметрах установки двигунів по висоті: внутрішній двигун $\bar{Y}_{осі} = 0,26$ і зовнішній – $\bar{Y}_{осі} = 0,32$. Ці положення по висоті відносно крила прийнято як мінімально можливі положення для досліджень моделі з працюючими імітаторами турбореактивних двоконтурних двигунів.

При постійному відносному виносі імітатора внутрішнього двигуна 0,22 і

зовнішнього – 0,267 на режимі, відповідному злітному, збільшення відстані від крила до осі імітатора двигуна (збільшення висоти підвіски імітаторів двигунів) з $\bar{Y}_{oci} = 0,26$ до $\bar{Y}_{oci} = 0,32$ призводить до зменшення приросту підйимальної сили від обдування струменем на лінійній ділянці залежності коефіцієнта підйимальної сили від кута атаки $C_y(\alpha)$ і на максимальному куті атаки на $\Delta C_{y_{max}} = 0,38$; на режимі заходження на посадку при застосуванні режиму «короткий зліт-посадка – польотний малий газ» (КЗП-ПМГ) – на 0,54 і 0,22, відповідно (рис.5.6).

Зменшення коефіцієнта максимальної підйимальної сили пов'язано, головним чином, з тим, що при збільшенні відстані від крила до осі двигунів збільшується частина струменя, яка не перекривається закрилками і, відповідно, зменшуються ефективний кут відхилення струменя та ефект суперциркуляції. Таке зменшення коефіцієнта максимальної підйимальної сили призводить до збільшення швидкості заходження на посадку на 8 км/год.

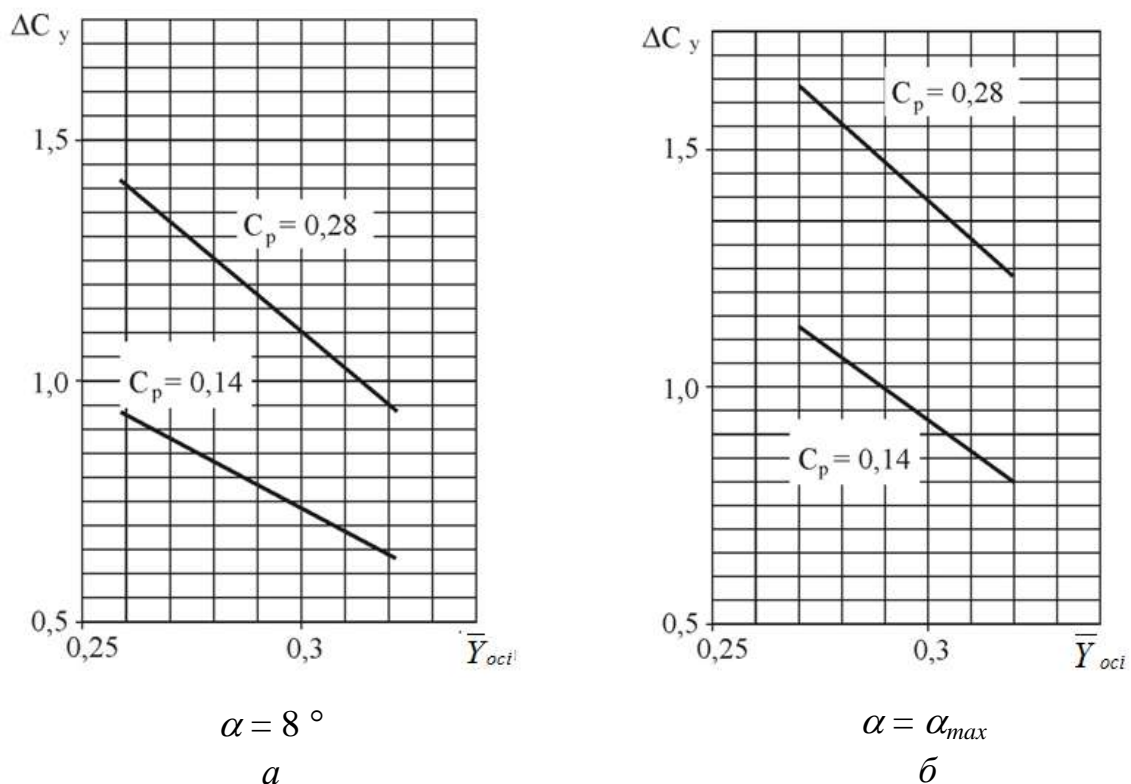


Рисунок 5.6 – Зміна коефіцієнта підйимальної сили від відносної висоти положення осі внутрішнього імітатора двигуна при відповідній висоті імітатора зовнішнього двигуна 0,321 і 0,393, $\delta_3 = 60^\circ$

При зміщенні сопел імітаторів ближче до крила і фіксованому куті атаки $\alpha = 8^\circ$ спостерігається незначне зменшення несних властивостей крила (рис. 5.7). За даними різних досліджень компоновання розміщення гондол двигунів під крилом у передній кромці крила відомо, що зменшення «виносу» гондол призводить до збільшення лобового опору та опору інтерференції, особливо при крейсерських числах Маха. За результатами досліджень моделі в крейсерській конфігурації з проточними гондолами, розрахункових досліджень при $M = 0,75$ і конструкторського опрацювання компоновання буде виконано уточнення положення гондол щодо «виносу» гондол.

На рис. 5.8 показано вплив кута заклинення імітаторів двигунів на несучі характеристики крила. Зміна кута заклинення з $-1,5^\circ$ до нуля призводить до зменшення коефіцієнта підйімальної сили на режимі заходження на посадку при закрилках, відхилених на кут 60° на $\Delta C_y = 0,2$.

Підпорядковуючи компоновання гондол двигуна + крило принципу одержання значного збільшення підйімальної сили, необхідно забезпечити мінімальний вплив такого компоновання на опір літака в крейсерській конфігурації.

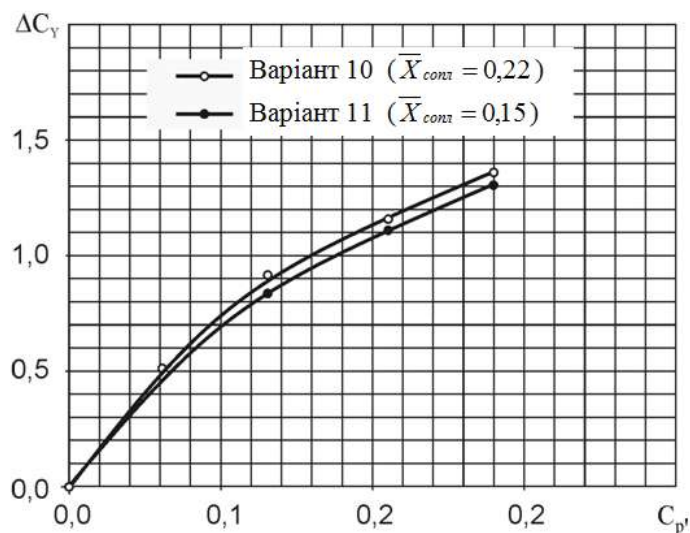


Рисунок 5.7 – Вплив виносу імітаторів силової установки при збільшенні коефіцієнта підйімальної сили від коефіцієнта обдування; працюють 4 турбореактивні двоконтурні двигуни; $\delta_3 = 60^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $M = 0,12$

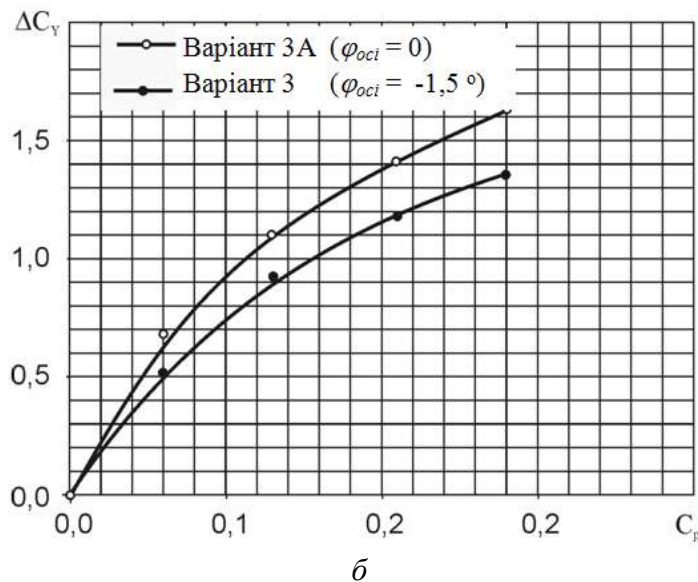
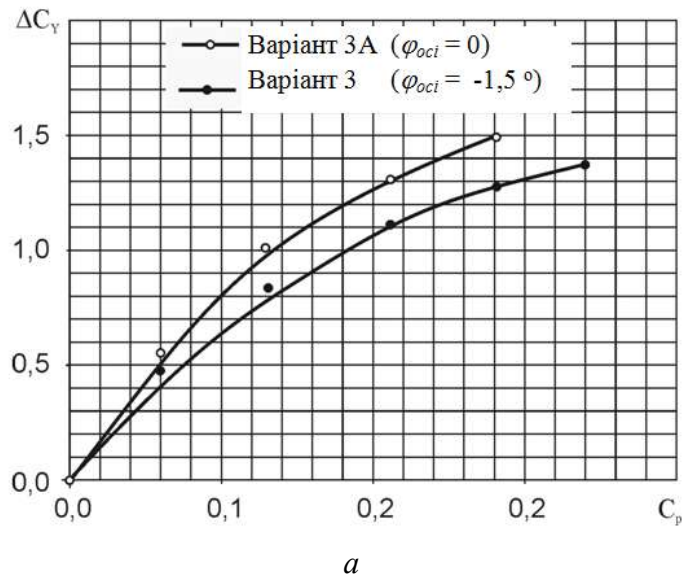


Рисунок 5.8 – Вплив кута заклинення осі імітаторів на приріст коефіцієнта підйімальної сили від коефіцієнта обдування; працюють 4 турбореактивні двоконтурні двигуни;
 а) $\delta_3 = 60^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $M = 0,12$; б) $\delta_3 = 60^\circ$, $\alpha = \alpha_{max}$, $M = 0,12$;

Оцінку впливу сумарного зовнішнього опору обичайок вентиляторного і газогенераторного контурів, пілонів, внутрішнього опору потоків гондол та інтерференції компонування чотирьох гондол + планер $C_{x\text{ гонд}}$ на опір літака в крейсерській конфігурації виконано за результатами випробувань моделі з проточними гондолами і без гондол, виходячи з такого виразу:

$$C_{x\text{ гонд}} = S_{кр}/(n \cdot S_{мід\text{ гонд}}) \cdot (C_{x1} - C_{x2}) \quad (5.1)$$

де $S_{кр}$ – площа крила літака; n – число двигунів; $S_{мід\text{ гонд}}$ – площа міделя гондоли

двигуна; C_{x1} – коефіцієнт лобового опору моделі літака з проточними гондолами двигунів; C_{x2} – коефіцієнт опору моделі літака без гондол і пілонів.

5.1.3 Дослідження впливу температур реактивного струменя турбореактивного двоконтурного двигуна на крило і механізацію

Об'єктом аналізу є реактивний струмінь турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД), що взаємодіє з крилом літака та його механізацією в посадковій конфігурації.

Розглянуто взаємовплив реактивного струменя ТРДД і крила літака з повністю випущеною механізацією ($\delta_z = 60^\circ$) при різній відстані осі двигуна відносно серединної площини крила, при різних швидкостях і кутах потоку, що набігає. Також для аналізу структури окремо розглядалися струмені без крила.

У розрахунках прийнято такі допущення:

- вплив пілона двигуна на струмінь не враховується;
- розглядається тільки крило з випущеною механізацією і двигуни; вплив фюзеляжу та інших вузлів літака не розглядаються;
- теплопередача через тверді стінки не розглядається.

Розрахункові режими (ЗЛ – злітний режим польоту; МП – максимальний продовжений; СА – стандартна атмосфера):

- ЗЛ при $M = 0,082$ (100 км/год), $H = 0$, СА (окремо для реактивного струменя);
- 0,4МП при $M = 0,163$ (200 км/год), $H = 300$ м, СА (для всіх випадків);
- 0,4МП при $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА, $\alpha = 10^\circ$ (для моделі з крилом);
- ЗЛ при $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА (вихід на друге коло, для всіх випадків);
- 0,4МП при $M = 0,245$ (300 км/год), $H = 300$ м, СА (для всіх випадків);
- 0,4МП при $M = 0,245$, $H = 300$ м, СА, $\alpha = 10^\circ$ (для моделі з крилом).

Значення газодинамічних параметрів першого і другого контурів двигуна:

- ЗЛ, $M = 0,082$, $H = 0$, СА: $G_z = 265,1$ кг/с, $G_{JK} = 46,77$ кг/с,

$G_{2K} = 218,32$ кг/с, $C_{ГНД} = 719,04$ °С, $t^*_{C2} = 59,12$ °С;

- 3Л, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА: $G_z = 262,53$ кг/с, $G_{IK} = 46,19$ кг/с,

$G_{2K} = 216,34$ кг/с, $C_{ГНД} = 719,36$ °С, $t^*_{C2} = 58,62$ °С;

- 0,4МП, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА: $G_z = 157,6$ кг/с, $G_{IK} = 28,43$ кг/с,

$G_{2K} = 128,57$ кг/с, $C_{ГНД} = 484,58$ °С, $t^*_{C2} = 33,73$ °С;

- 0,4МП, $M = 0,245$, $H = 300$ м, СА: $G_z = 164,18$ кг/с, $G_{IK} = 28,65$ кг/с,

$G_{2K} = 135,53$ кг/с, $C_{ГНД} = 481,5$ °С, $t^*_{C2} = 34,84$ °С.

Розрахунки виконувалися за допомогою програмного комплексу ANSYS CFX Release 14.0. Розрахункова сітка створена в програмі ICEM за допомогою блоків і складається з 9,2 мільйони гексагональних елементів.

Використовувалася модель турбулентності Shear Stress Transport (модель зсувних напружень) для більш точного розрахунку приграничного шару з включеною опцією Viscous Work Term для врахування нагріву газу при в'язкісному терті.

Використовувалася модель перехідної турбулентності Gama Theta Model.

Розрахунок проводився в режимі подвійної точності Double Precision.

У перших розрахунках був розрахований реактивний струмінь двигуна без крила з механізацією для визначення структури струменя, оцінки температур на різних січеннях і на різній відстані від сопла двигуна. Окремо для реактивного струменя розглядався злітний режим.

У наступних розрахунках до моделі були включені крило з механізацією та другий двигун. У всіх розрахункових випадках механізація була максимально відхилена ($\delta_{x \text{ ланки}} = 60^\circ$, посадкова конфігурація).

Для виконання розрахунків створені модель двигуна (рис. 5.9) і модель компонування крила з двигунами (рис. 5.10).

Схему розміщення двигунів під крилом показано на рис. 5.11.

Результати розрахунків представлено на рис. 5.12-5.19.

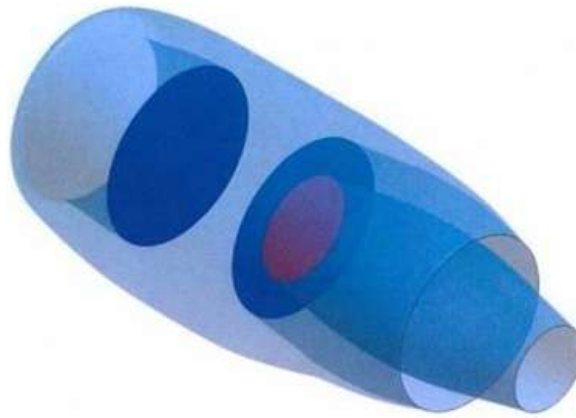


Рисунок 5.9 – Загальний вид моделі двигуна

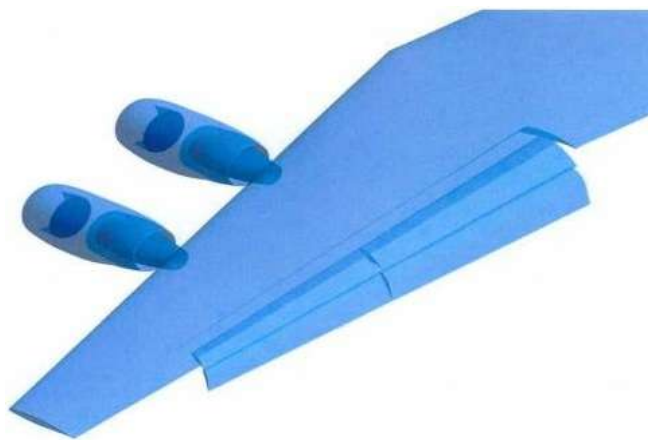


Рисунок 5.10 – Загальний вид моделі компонування крила з двигунами

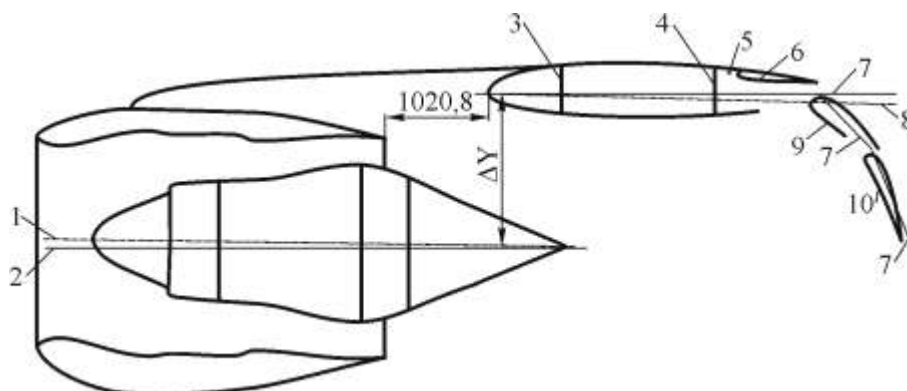


Рисунок 5.11 – Схема розміщення двигунів під крилом:

1 – вісь двигуна; 2 – лінія, паралельна будівельній площині крила; 3 – перший лонжерон крила; 4 – другий лонжерон крила; 5 – вісь обертання інтерцептора; 6 – теоретичний контур інтерцептора; 7 – будівельна площина крила, паралельна будівельній площині фюзеляжу; 8 – поверхня хорд; 9 – теоретичний контур основної ланки закрилка; 10 – теоретичний контур хвостової ланки закрилка

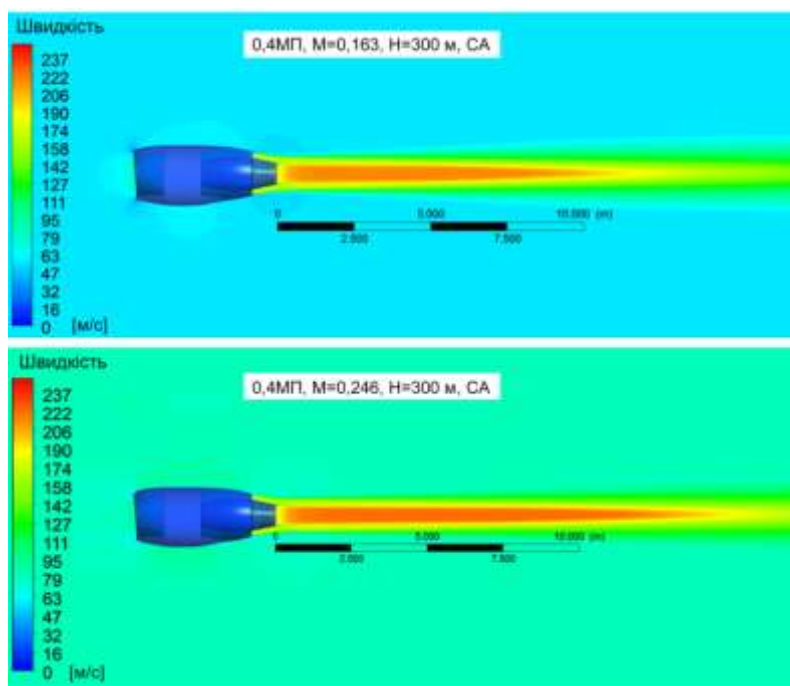


Рисунок 5.12 – Поле швидкостей реактивного струменя двигуна в поздовжньому розрізі на різних режимах роботи двигуна при різних швидкостях потоку, що набігає

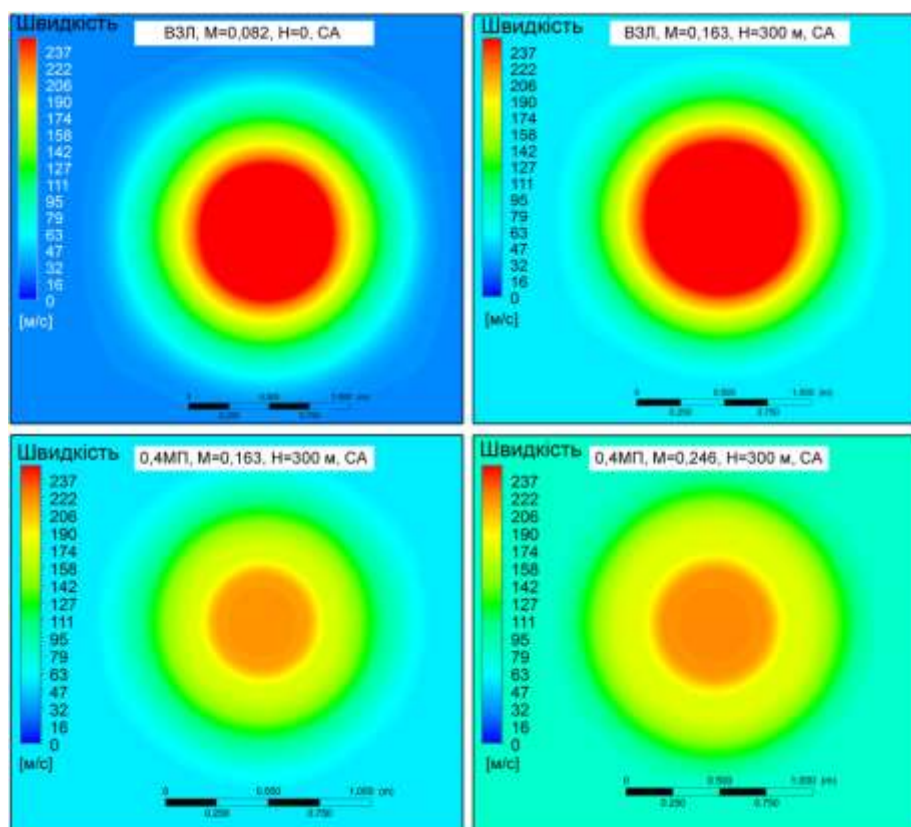


Рисунок 5.13 – Поле швидкостей реактивного струменя двигуна по січенню задньої кромки закрилка

Розрахунок реактивного струменя двигуна з впливом крила з випущеною механізацією.

- Відстань від осі двигуна до будівельної площини крила (БПК) $\Delta X = 1235$ мм, кут повороту двигуна відносно БПК $\Delta \gamma = +1,5^\circ$.

Розрахунковий режим: 0,4МП, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА.

Температура на зовнішній поверхні закрилків змінюється незначно.

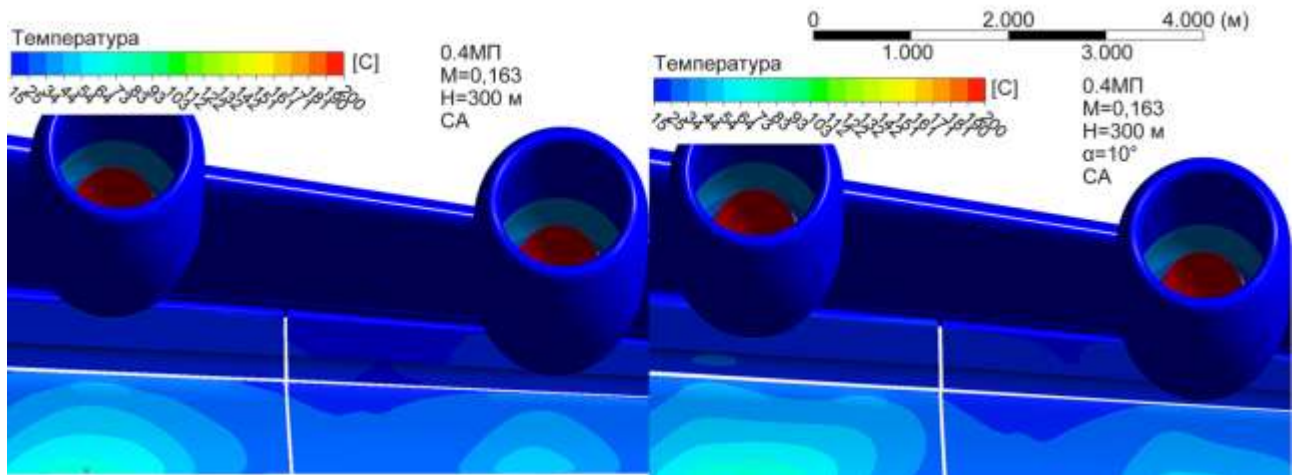


Рисунок 5.14 – Поле температур на поверхні закрилків при різних кутах атаки

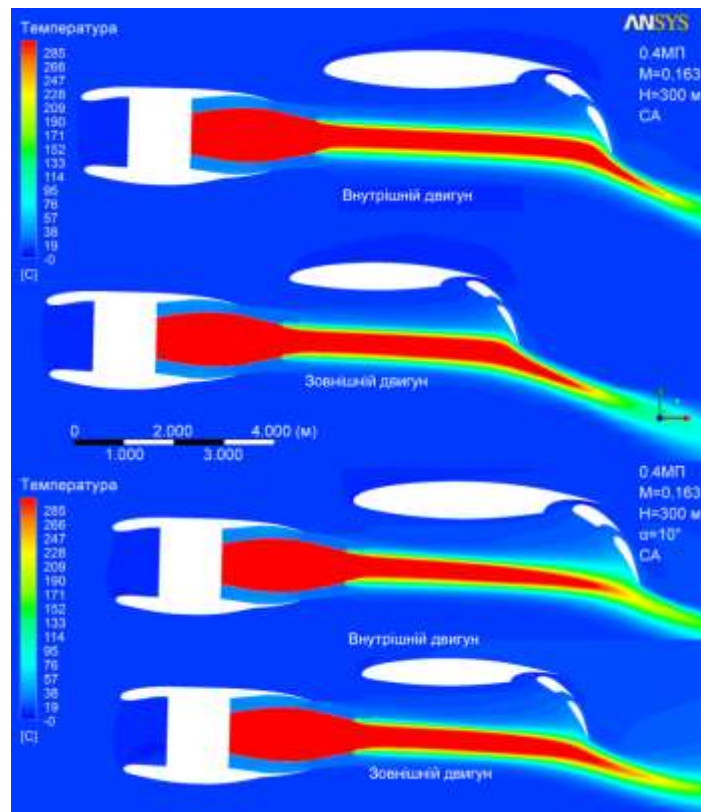


Рисунок 5.15 – Поле температур в поздовжньому січенні при різних кутах атаки

- Відстань від осей двигунів до БПК $\Delta X = 1235$ мм, кут повороту двигунів відносно БПК $\Delta y = -3^\circ$.

Розрахунковий режим: 0,4МП, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА.

Діапазон значень температур збільшено до 400°C .

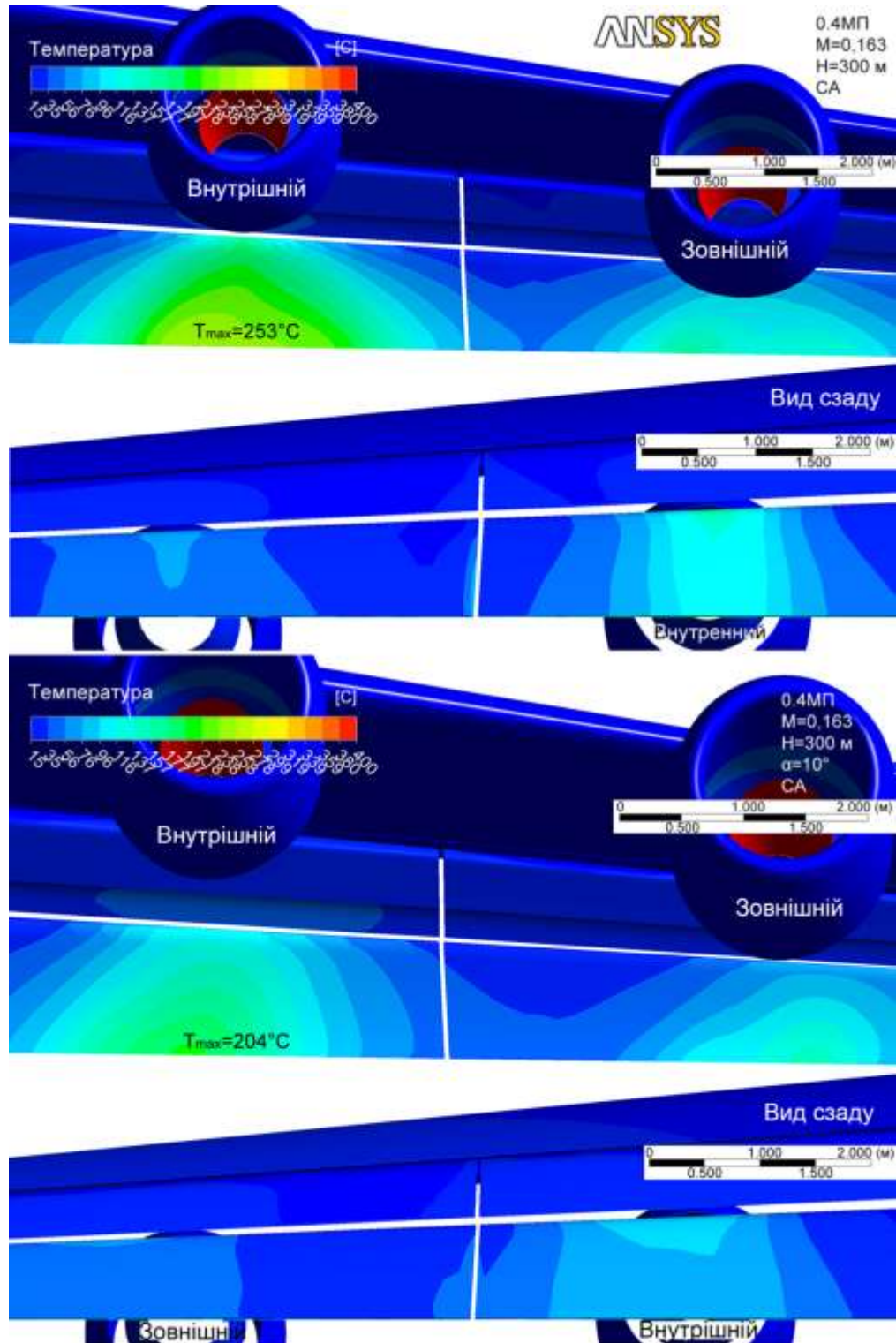


Рисунок 5.16 – Поле температур на поверхні закрилків при різних кутах атаки

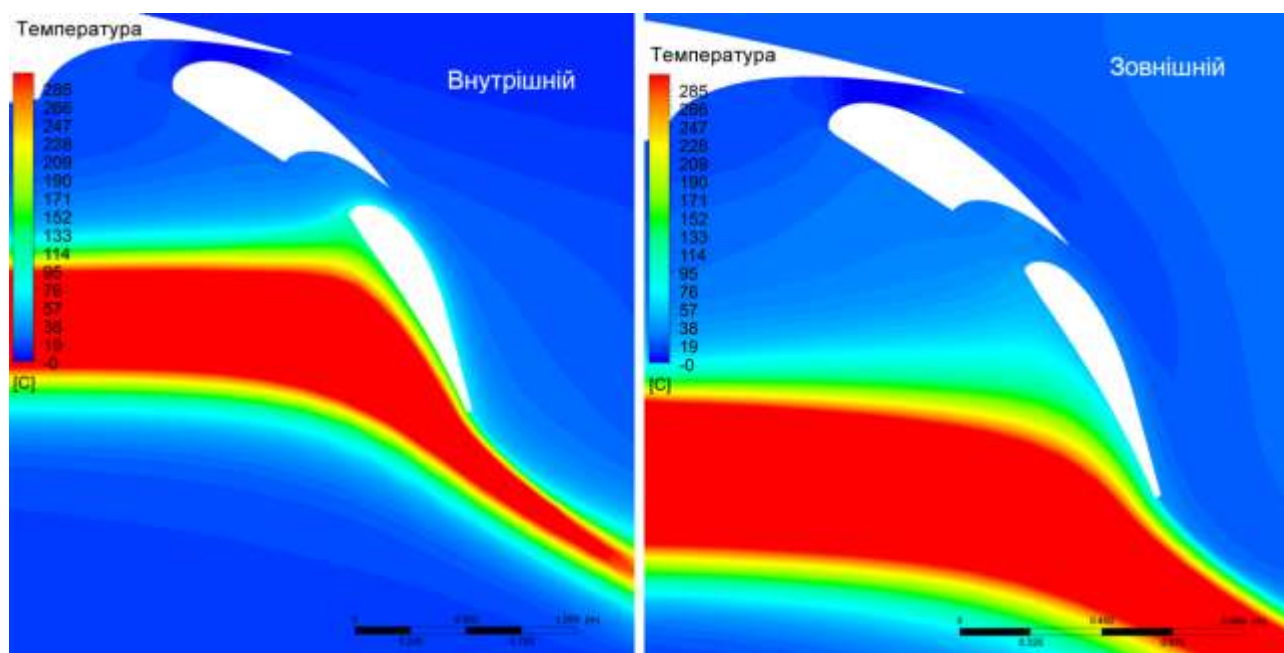


Рисунок 5.17 – Вплив механізації на поле температур при $\alpha = 0^\circ$

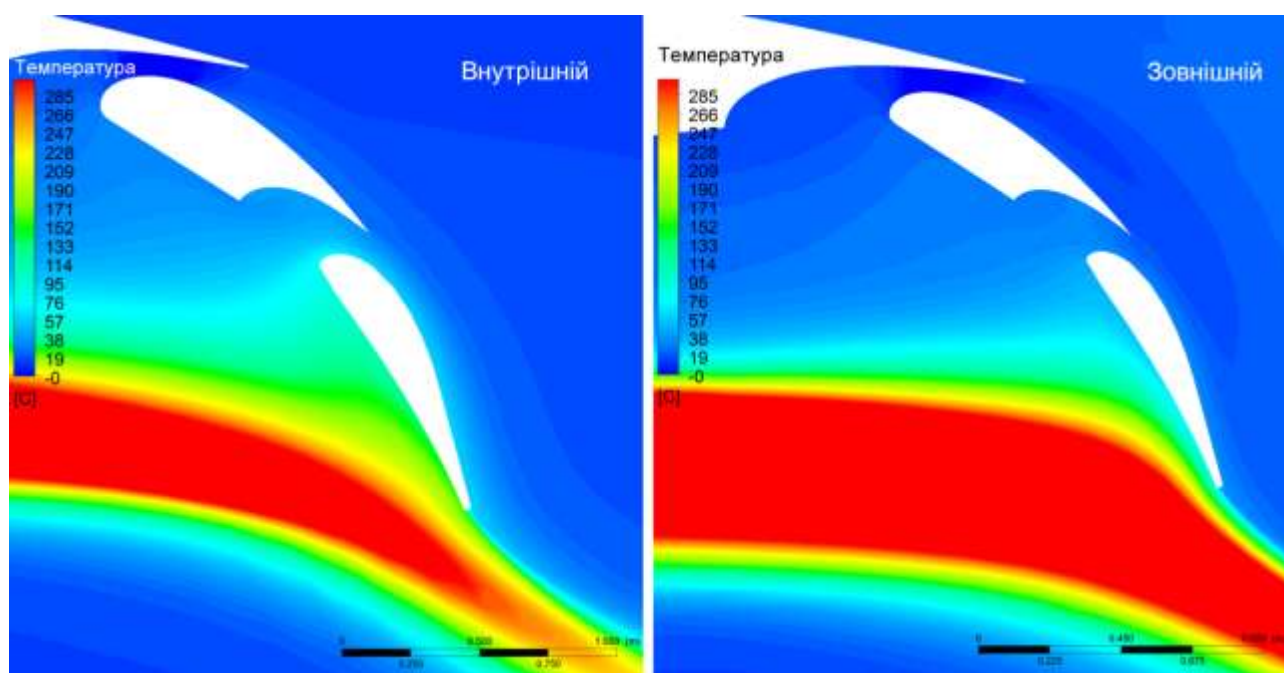


Рисунок 5.18 – Вплив механізації на поле температур при $\alpha = 10^\circ$

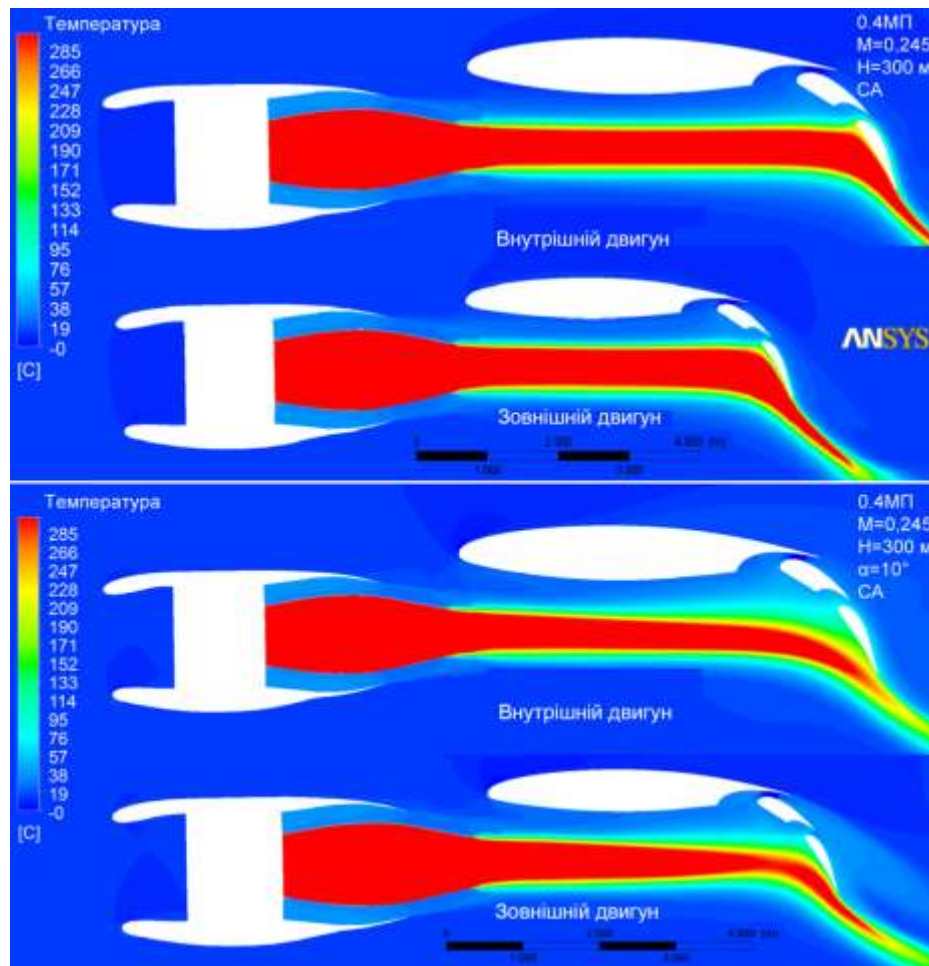


Рисунок 5.19 – Поле температур в поздовжньому січенні при різних кутах атаки

Як видно з проведеного аналізу, дана схема взаємного розміщення двигуна і крила літака не впливає на обтікання крила в крейсерській конфігурації, що покращує його характеристики.

На малих швидкостях за рахунок оптимізації взаємного розташування крило – двигун вдається забезпечити безвідривний «силовий» поворот потоку в конфігурації закрилків $\delta_3 = 60^\circ$ і тим самим забезпечити посадку на злітно-посадкову смугу довжиною 600...800 м.

Також повинна бути проведена оптимізація повітрязабірника ТРДД з метою отримання втрат повного тиску на вході не більше 1,5 %.

Таким чином, згідно з вищесказаним в підрозділі 5.1:

1. Проаналізовано особливості конструкції вітчизняного військово-транспортного літака з ТГВД і спадкоємність використання досягнутих

конструктивно-технологічних особливостей при створенні вітчизняного військово-транспортного літака з ТРДД.

2. Внесено зміни в конструкцію вітчизняного військово-транспортного літака, які пов'язані з установкою ТРДД і необхідністю досягнення поліпшених характеристик.

3. Визначено взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати максимальне збільшення підйімальної сили за рахунок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

4. Підтверджено відсутність впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

5. Проведений аналіз пов'язаних енергетичних систем літака показує на:

- значне зниження газодинамічних втрат по тракту силової установки;
- зниження експлуатаційних витрат;
- досягнення необхідних в даний час і на перспективу показників шуму на місцевості літака.

6. Проведені дослідження характеристик реактивного струменя двигуна ТРДД показують, що при малих швидкостях і на землі змішання «гарячого» і «холодного» струменів відбувається швидше, ніж на великих швидкостях. На малих швидкостях реактивний струмінь розширюється швидше, ніж на великих. У січенні хвостової ланки закрилка, в зоні його положення в повністю випущеному стані температура газу становить 176...444 °С.

7. «Гарячий» струмінь першого контуру і «холодний» струмінь другого контуру до досягнення зони механізації не встигають змішатися, «холодний» струмінь ізолює «гарячий» від взаємодії з закрилком. Проте, у зв'язку з в'язкісним тертям і співвідношенням витрат через щілини механізації, в певному положенні двигунів ($\Delta X_{внутр} \leq 830$ мм, $\Delta X_{зовн} \leq 765$ мм) ізолююча частина «холодного» струменя повністю йде в щілину між кінцевою та основною ланкою закрилка, а неізольований «гарячий» струмінь вступає в контакт з хвостовою ланкою закрилка, підвищуючи температуру поверхні закрилка в зоні контакту до 400 °С.

8. Визначено зони хвостової ланки закрилка, які вимагають спеціального виконання для роботи при температурах до 400 °С.

9. Застосування ТРДД дозволяє істотно знизити втрати тяги за рахунок зменшення втрат на вході в двигун і поліпшити питомі витрати палива для літака на крейсерських режимах.

10. Виконано аналіз досягнутих переважних характеристик вітчизняного військово-транспортного літака з ТРДД в класі оперативно-тактичних літаків.

11. Відзначено істотне поліпшення льотно-технічних характеристик вітчизняного військово-транспортного літака за рахунок поліпшення характеристик повітрозабірника двигуна.

12. Виконано оцінку перерозподілу відборів потужності від двигуна при установці ТРДД.

5.2 Удосконалення літаків сімейства Ан-148, Ан-158 і Ан-178 за рахунок використання єдиного двигуна Д-436-148ФМ

5.2.1 Сімейство літаків Ан-1Х8

Як зазначалося у розділі 1, для середніх магістральних літаків Ан-148 і Ан-158 розглядається можливість застосування двигуна Д-436-148ФМ (рис. 1.8), який був створений для літака Ан-178 вантажної версії сімейства, що забезпечить таким літакам нові конкурентні переваги за рахунок розширення експлуатаційного діапазону застосування і діапазону польотів в умовах обмерзання, а також поліпшення їх характеристик щодо зменшення шуму на місцевості та емісії.

Слід відзначити, що на максимально надзвичайному режимі (МНР) тяга на двигуні Д-436-148ФМ на 19,4 % вище тяги двигуна Д-436-148Д, що досягнуто за рахунок оптимізації вентилятора, поліпшення газодинамічного тракту включно з модернізацією камери згоряння і турбінного каскаду.

Виконано необхідний обсяг стендових і льотних випробувань. В даний час

завершується сертифікація двигуна. На ДП «АНТОНОВ» і ЗМКБ «Івченко-прогрес» було вивчено питання щодо установки двигуна Д-436-148ФМ на літаки сімейства Ан-148, Ан-158. Будь-яких змін конструкції двигуна і літака не потрібно. Двигун встановлюється на ті ж пілони без змін мотогондоли і капотів двигуна.

Вивчено пов'язані з двигуном енергозалежні системи. На режимах застосування двигуна згідно Керівництва з льотної експлуатації (КЛЕ) літаків принципів змін пов'язаних систем не потрібно. Необхідно модернізувати систему підготовки повітря і систему протиобмерзання повітрязабірника двигуна через збільшення температури повітря, що відбирається, і виконати уніфікацію колекторної частини електроджгутів двигуна.

Виконано інженерний аналіз порівняння льотно-технічних і злітних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ на основі розрахункових моделей аеродинамічних характеристик, одержаних в результаті обробки льотних випробувань сертифікованого літака Ан-158 з урахуванням трубних досліджень, льотних випробувань літака Ан-178, даних КЛЕ літака Ан-158 [82] і висотно-швидкісних характеристик (ВШХ) силових установок Д-436-148Д [77] і Д-436-148ФМ [78]. Прийняті в розрахунку висотно-швидкісні характеристики двигуна Д-436-148ФМ [81] підтверджено в льотних випробуваннях літака Ан-178.

Виконано техніко-економічну оцінку заміни двигунів на основі порівняння техніко-економічних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при експлуатації в різних атмосферних умовах.

Запропоновано основи створення сімейства літаків транспортної категорії різної конфігурації та призначення на базі одного двигуна.

Метою створення конкурентного сімейства літаків є рішення традиційних задач або нових, які не розв'язані [5].

Об'єктом аналізу є сімейство літаків Ан-1Х8, що об'єднує літаки різної пасажиромісткості Ан-148 (рис. 5.20, а) і Ан-158 (рис. 5.20, б), загальним для яких є злітна вага літака 43,7 т, і транспортну версію літака Ан-178 (рис. 5.20, в).

Основні льотно-технічні характеристики цих літаків наведено у таблиці 5.2.



а



б



в

Рисунок 5.20 – Сімейство літаків

Ан-1Х8:

а) Ан-148-201;

б) Ан-158-100;

в) Ан-178

Спільними для всього сімейства літаків є від'ємна частина крила, пілони навішування двигуна, близькі мотогондоли, однакове хвостове оперення. Крім того, літаки обладнані однаковими системами життєзабезпечення, близькими пожежними і паливними системами, практично однаковою системою дистанційного керування літаком, системами захисту протиобмерзання. Бортовий радіолокаційний комплекс і кабіна пілотів максимально уніфіковані.

Випуск літаків Ан-148, Ан-158 і Ан-178 зосереджений на Україні на одному підприємстві – ДП «АНТОНОВ», де широко застосована уніфікація технологічних процесів при виготовленні агрегатів і збірок літаків.

Таблиця 5.2 – Основні льотно-технічні характеристики літаків Ан-1Х8

Льотно-технічні характеристики	Ан-148-201	Ан-158-100	Ан-178Т
Максимальна злітна маса, т	43,7		52,4
Максимальна вантажопідйомність, т	-	-	18
Максимальна кількість пасажирів, чол.	92	102	-
Дальність, км	2900-4400	2500-3100	-
Дальність з вантажем, км			
- 18 т	-	-	990
- 15 т			1900
- 10 т			3690
Крейсерська швидкість, км/год	800-870		750-825
Крейсерська висота польоту, м	12200		
Потрібна довжина злітно-посадкової смуги, м	1900		2200

Всі виклики часу щодо посилення нормативних вимог в світі та Україні, запровадження нових функцій одночасно вирішуються для всього сімейства літаків при консолідованій модернізації, в тому числі й заміні двигуна.

Дослідженням застосування єдиної силової установки для літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178 при консолідованій модернізації присвячено даний підрозділ.

5.2.2 Аналіз злітних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ

Залежність максимально допустимої злітної ваги літака Ан-158 від висоти аеродрому і температури зовнішнього повітря з умови забезпечення градієнта набору висоти 2,4 % при зльоті з закрилками, випущеними на 20 °, представлено на рис. 5.21. Там же позначена границя (зелений колір), що дорівнює максимальній злітній вазі 43,7 т, обмеженій міцністю конструкції.

На рис. 5.22 і таблиці 5.3 наведено залежності, що показують значення максимальної висоти аеродрому в залежності від температури зовнішнього повітря, при якій забезпечується зліт з градієнтом набору висоти 2,4 % з закритими, випущеними на 20 °.

На рис. 5.23 і таблиці 5.4 наведено залежність від висоти аеродрому максимально допустимої злітної ваги з умови забезпечення градієнта 2,4 % при закритих, випущених на 20 °, для температурних умов СА (стандартна атмосфера), СА + 20 °С і СА + 30 °С.

Працює один двигун Д436-148ФМ у режимі МЧР
 Конфігурація крила літака – взлітна $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{np}=19^\circ$, $\delta_{nc}=22^\circ$
 Шасі убрано
 $\eta_{v2}=2,4\%$

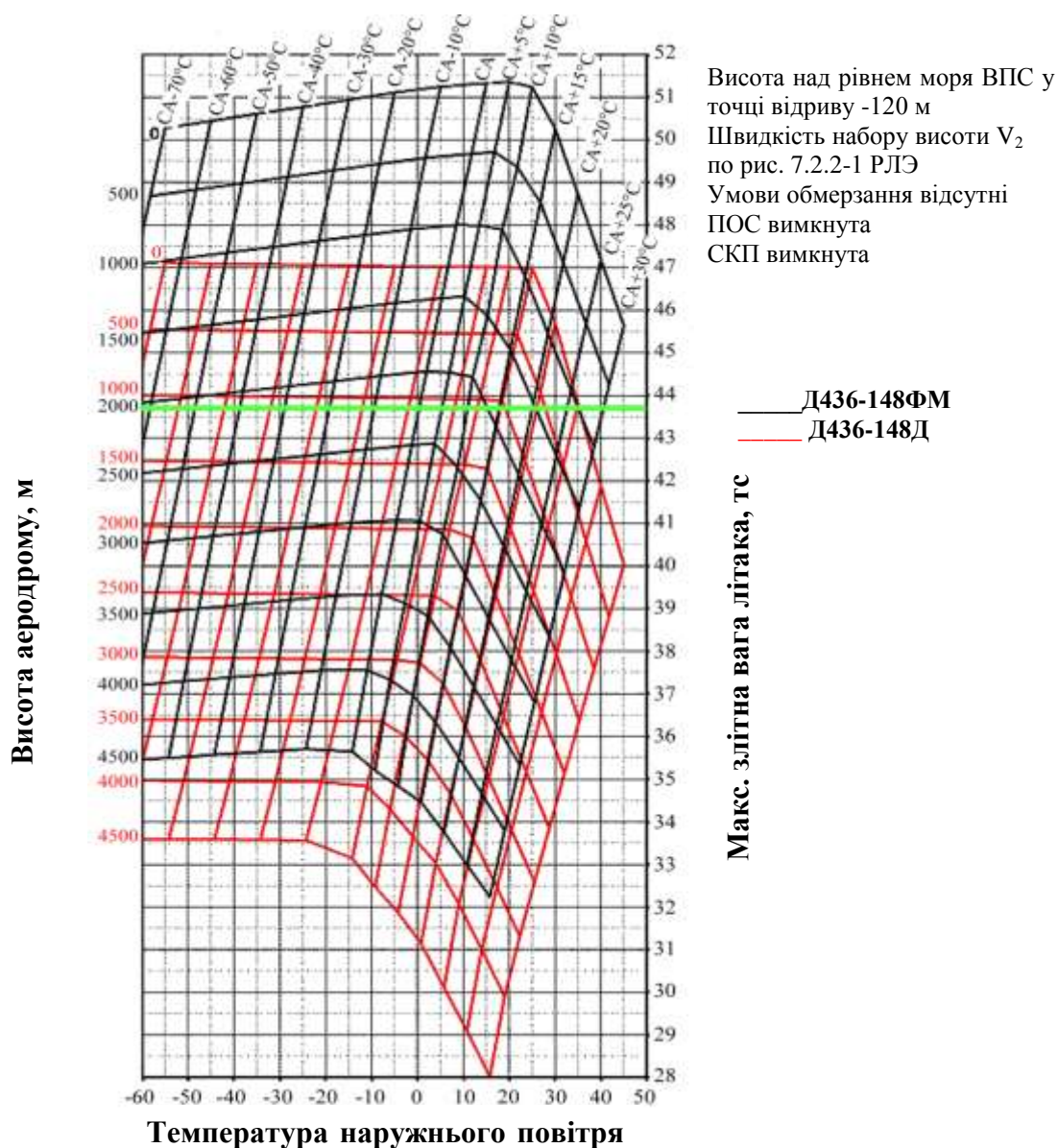


Рисунок 5.21 – Максимально-допустима вага літака Ан-158

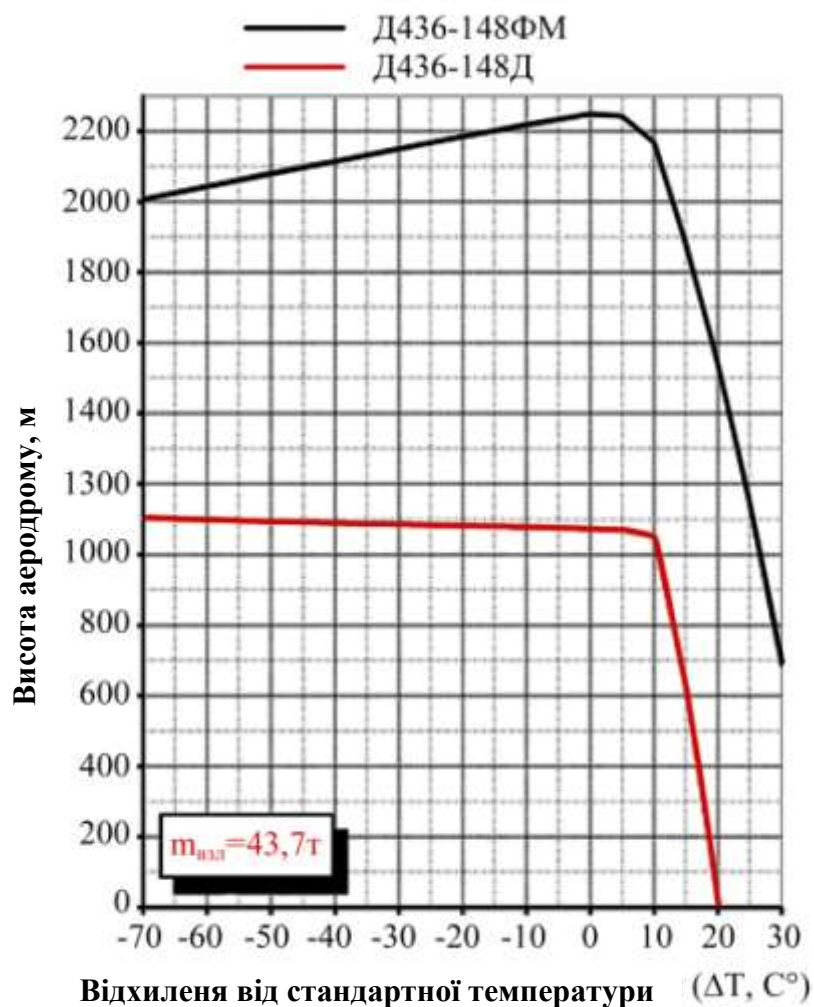


Рисунок 5.22 – Максимальна висота аеродрому, при якій забезпечується зліт літака Ан-158 вагою 43,7 т з градієнтом 2,4 %

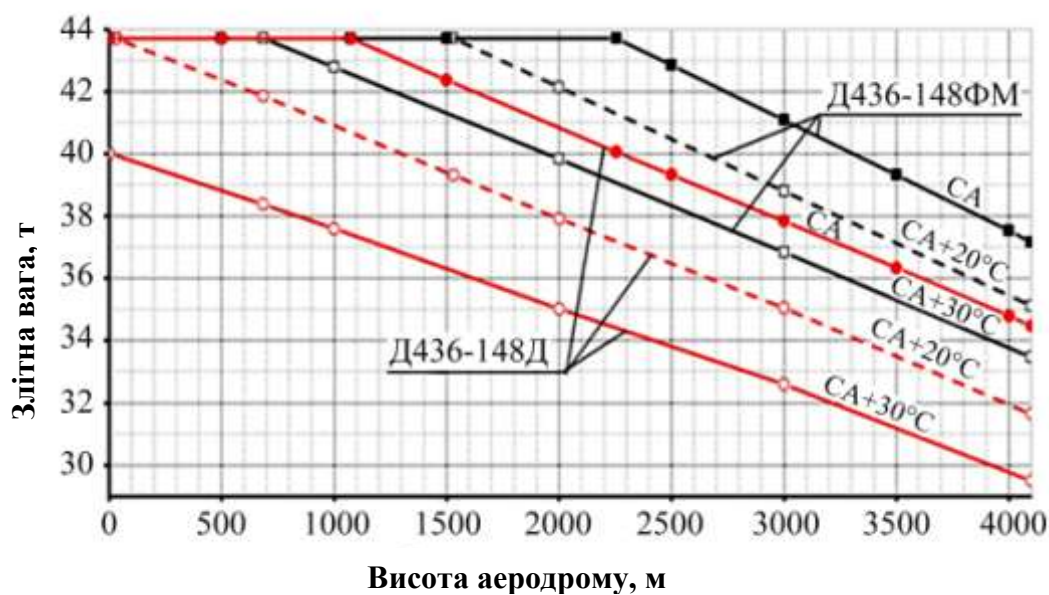


Рисунок 5.23 – Максимально допустима злітна вага, при якій забезпечується зліт літака Ан-158 з градієнтом 2,4 %

Таблиця 5.3 – Максимальна висота аеродрому, при якій забезпечується зліт літака Ан-158 вагою 43,7 т з градієнтом 2,4 %

Температура, °С	Висота аеродрому, м	
	Д-436-148ФМ	Д-436-148Д
-70	2007	1104
-60	2044	1099
-50	2080	1095
-40	2116	1090
-30	2150	1085
-20	2184	1081
-10	2217	1076
0	2249	1072
5	2242	1069
10	2167	1054
15	1881	626
20	1538	21
20,15	1527	0
25	1140	-
30	685	-

Таблиця 5.4 – Максимально допустима злітна вага, що забезпечує зліт літака Ан-158 з градієнтом 2,4%

Дальність, м	Температура, °С	Максимально допустима злітна вага, тс		Збільшення максимального корисного навантаження, т	Збільшення максимального числа пасажирів	Збільшення максимальної дальності польоту, км
		Д-436-148ФМ	Д-436-148Д			
2000	30	39,839	35,018	4,821	50	2163
3000	30	36,835	32,594	4,241	44	1998
4100	30	33,459	29,500	3,959	41	1984
2000	20	42,142	37,914	4,228	44	1782
3000	20	38,807	35,048	3,759	39	1681
4100	20	35,108	31,639	3,469	36	1665
2000	0	43,700	40,833	2,867	30	1110
3000	0	41,092	37,837	3,256	34	1367
4100	0	37,159	34,481	2,678	28	1197

Одержані дані показують істотну перевагу літака Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ. При цьому, як видно з наведених даних в таблиці 5.3, літак Ан-158 має надлишок тяги з двигуном Д-436-148Д до температури зрізання при висотах аеродрому не вище ~1000 м, а з двигуном Д-436-148ФМ – при висотах аеродрому не вище ~2000 м.

5.2.3 Льотно-технічні характеристики літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ. Діаграма «Вантаж-дальність»

Залежність максимальних висот крейсерського польоту (залишкова швидкопідйомність 1,5 м/с) літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ в різних температурних умовах від злітної ваги при роботі двох двигунів на максимальному тривалому режимі показано на рис. 5.24.

Конфігурація польотна ($\delta_z=0$)

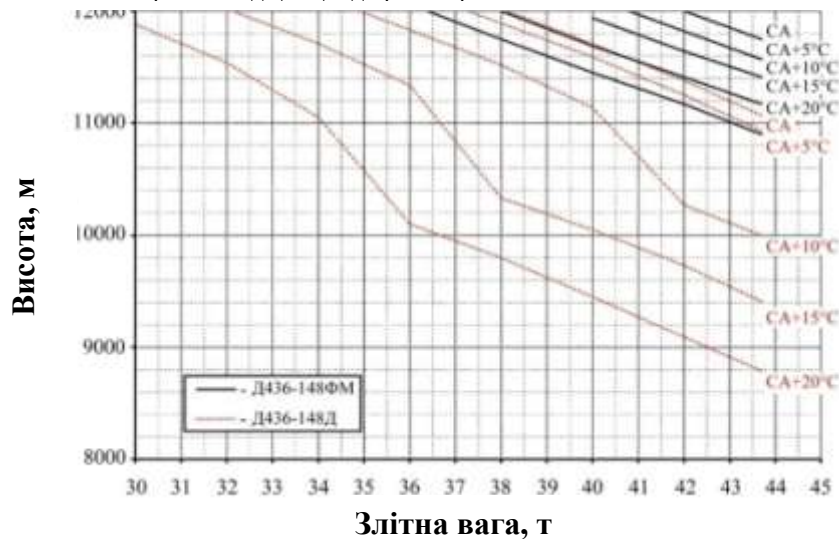
Працюють оби два двигуна на максимально тривалом режимі

швидкість набору 460 км/год и $M=0,73$

Залишкова швидкопідйомність 1,5 м/с

СКП вмикнута

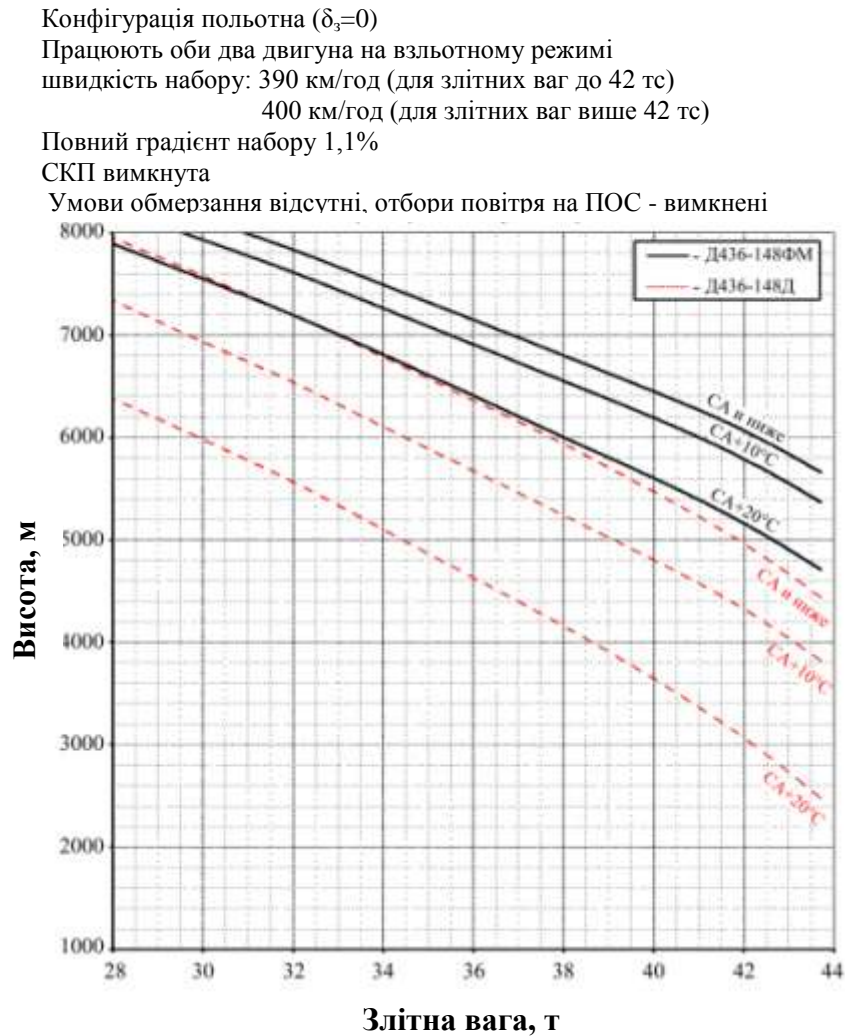
Умови обмерзання відсутні, відбір повітря на ПОС – вимкнені



Умови	Превищення максимальної висоти крейсерського польоту с двигунами Д436-148ФМ, м
CA...CA+5	+500...600 м
CA+10	+1100...1400 м
CA+15	+1650...1750 м
CA+20	+2000...2100 м

Рисунок 5.24 – Максимальні висоти крейсерського польоту літака Ан-158 з двома працюючими двигунами

Залежність гарантованих стель (повний градієнт набору висоти 1,1 %) літака Ан-158 в різних температурних умовах від злітної ваги при роботі одного двигуна на злітному режимі показано на рис. 5.25.



Умови	Превищення гарантованих потлків з одним робочим двигуном Д436-148ФМ, м
СА	+300...600 м
СА+10	+500...750 м
СА+20	+750...1100 м

Рисунок 5.25 – Гарантовані стелі літака Ан-158 з одним працюючим двигуном

Представлені дані свідчать про суттєве розширення області експлуатації за крейсерськими висотами польоту літака Ан-158 при встановленні двигунів Д-436-148ФМ, особливо при підвищених температурах зовнішнього повітря.

У таблиці 5.5 показано порівняння льотно-технічних характеристик літака

Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при перевезенні максимального вантажу 9800 кг з максимальною злітною вагою 43,7 т при польоті з крейсерськими швидкостями 780 і 820 км /год в умовах СА і СА + 10 °С (вага порожнього літака, спорядженого двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ, становить 26101,5 і 26223,5 кг, відповідно). Дані таблиці 5.5 свідчать про нижчі рейсові витрати палива і, відповідно, більш високу паливну ефективність при експлуатації літака з двигунами Д-436-148ФМ по відношенню до двигунів Д-436-148Д. Ця перевага збільшується при експлуатації на підвищених швидкостях і температурах зовнішнього повітря.

Таблиця 5.5 – Порівняння льотно-технічних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ

Тип двигуна	Крейсерська висота ¹⁾ , м	Резерв палива ²⁾ , кг	Практична дальність польоту, км	Середня година вилета за профілем, кг/год	Зміна середньої годинної витрати щодо Д-436-148Д, %	Середня кілометрова витрата за профілем, кг/год	Зміна середньої кілометрової витрати щодо Д-436-148Д, %	Паливна ефективність з практичної дальності г/(т-км),	Зміна паливної ефективності щодо Д-436-148Д
Крейсерська швидкість 780 кг/год									
Умови СА									
Д-436-148Д	10970	1703	2363	1874	-	2,579	-	263,2	-
Д-436-148ФМ	11580	1681	2336	1873	0	2,566	-0,5	261,8	-0,5
Умови СА + 10									
Д-436-148Д	9750	1811	2200	1953	-	2,696	-	275,1	-
Д-436-148ФМ	11280	1687	2330	1882	-3,6	2,571	-4,6	262,3	-4,6
Крейсерська швидкість 820 кг/год									
Умови СА									
Д-436-148Д	10970	1889	2203	2008	-	2,682	-	273,7	
Д-436-148ФМ	11580	1880	2232	1983	-1,2	2,625	-2,1	267,8	-2,1
Умови СА + 10									
Д-436-148Д	9750	2008	2059	2101	-	2,811	-	286,9	-
Д-436-148ФМ	11280	1807	2259	1970	-6,2	2,598	-7,6	265,1	-7,6
¹⁾ Залишкова швидкопідйомність при виході на ешелон 1,5 м/с ²⁾ Резерв палива на 60 хв. польоту на крейсерській висоті та швидкості									

При зльоті в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я приріст максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ дозволяє збільшити наявну пасажиромісткість на 30...50 чоловік при незмінній дальності польоту або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км при незмінному числі пасажирів.

Потрібні тяги, що забезпечують крейсерський політ на зазначеній висоті та швидкості, знаходяться в діапазоні ~1300...1400 кг.

Дросельну характеристику двигунів Д-436-148Д і Д-436-148ФМ представлено на рис. 5.26.

Діаграму «Вантаж-дальність» літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при польоті на швидкості 780 км/год (справжня швидкість) в умовах СА-штиль показано на рис. 5.27. Максимальна вага палива, що заправляється, становить 11750 кг.

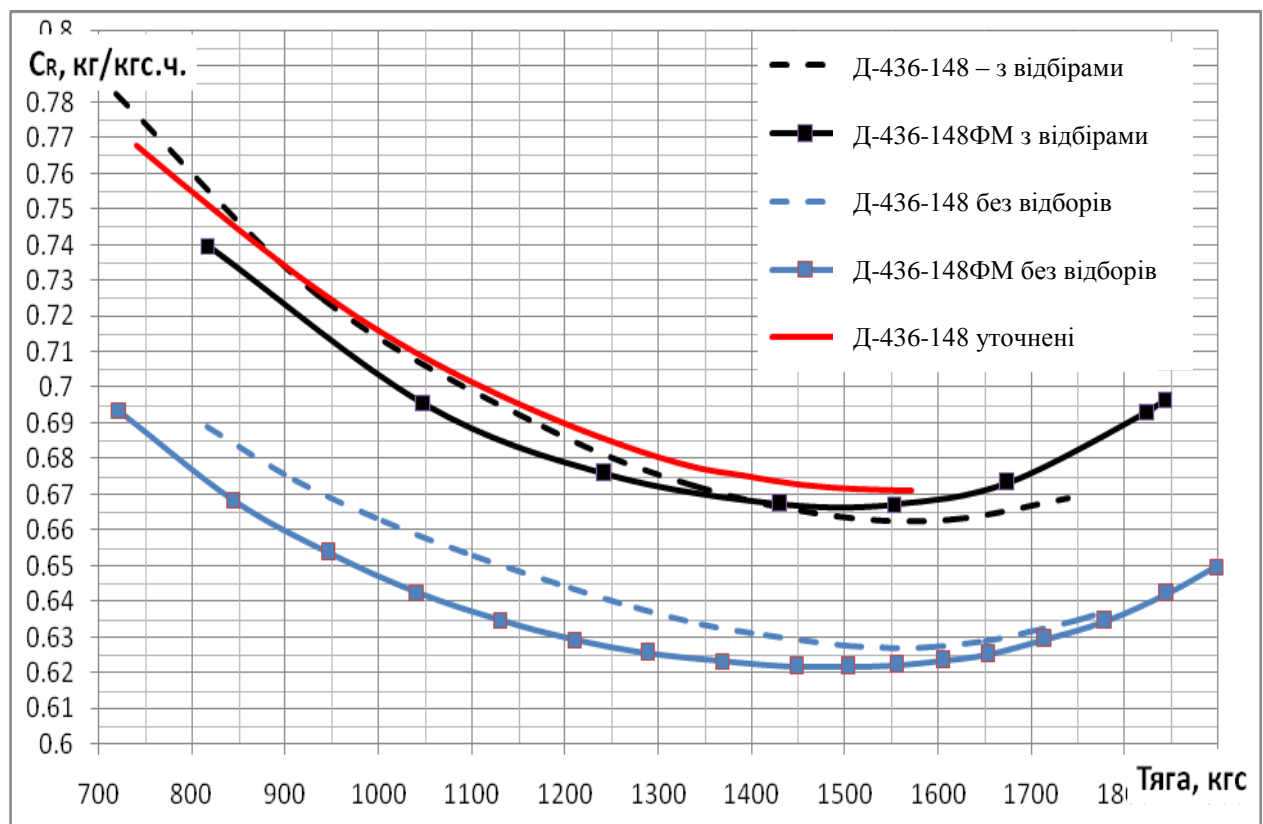


Рисунок 5.26 – Дросельна характеристика двигунів ($F_{\text{conla}} = 6800 \text{ см}^2$) в умовах СА, $H = 11000 \text{ м}$, $M = 0,75$

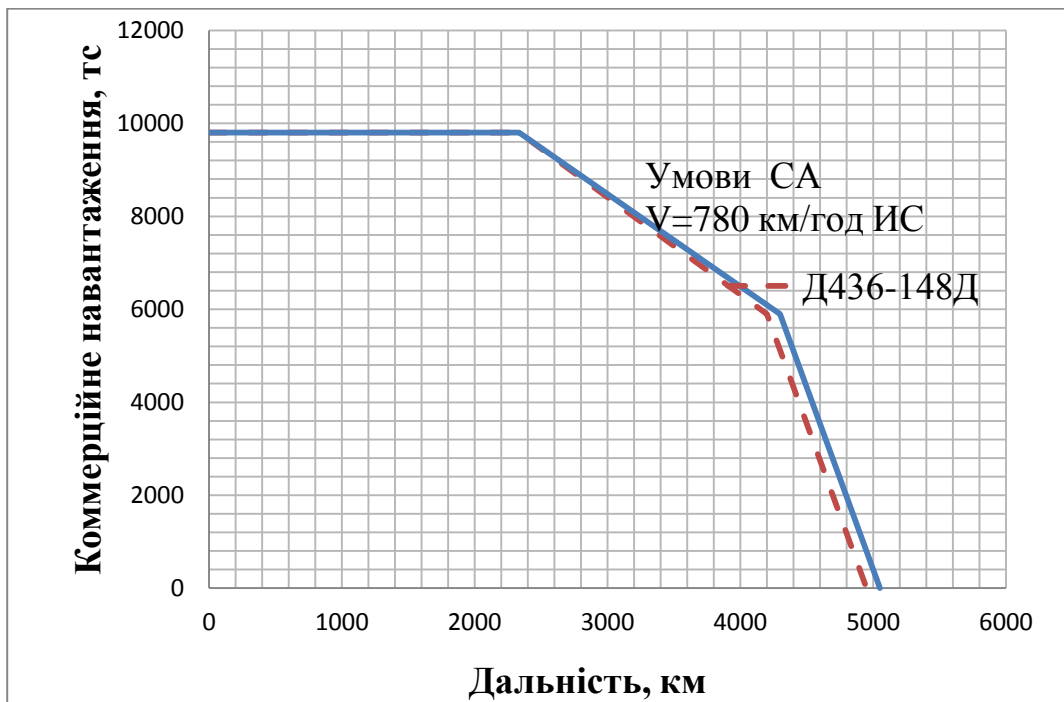


Рисунок 5.27 – Діаграма «Вантаж-дальність» в умовах СА для літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д ($H = 10970 \dots 11890$ м) і Д-436-148ФМ ($H = 11580 \dots 12190$ м)

5.2.4 Техніко-економічна оцінка заміни двигуна Д-436-148Д на Д-436-148ФМ на літаку Ан-158

Основними показниками для проведення техніко-економічної оцінки прийнято рівень витрати палива, кількість перевезених пасажирів за рік, вартість пасажиро-кілометра в різних умовах експлуатації. Основні показники визначаються на основі залежності льотно-технічних характеристик літаків в різних атмосферних умовах їх експлуатації в частині максимального комерційного завантаження для заданих відстаней польоту і наявності переваг у літака Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ.

Основою техніко-економічної оцінки є:

- порівняння різниці в цінах серійних літаків Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при заданій програмі випуску;
- визначення показників паливної ефективності літака, річного пасажиропотоку в залежності від льотно-технічних і експлуатаційних (злітних, ресур-

сних тощо) характеристик двигунів, що порівнюються;

- порівняння прямих експлуатаційних витрат на пасажиро-кілометр (ПЕВ на пас-км) з урахуванням технічних і ресурсних можливостей кожного з двигунів в залежності від маршрутної мережі з різними атмосферними умовами окремо, а також комбінації різних атмосферних умов для моделювання реальних умов експлуатації для виявлення економічних переваг літака Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ;

- аналіз впливу зльоту літака Ан-158 з двигуном Д-436-148-ФМ на режимах, які забезпечують зменшення режимів роботи двигуна і підвищення його експлуатаційних (ресурсних) характеристик, а саме вплив виключно режиму «максимально тривалий» на вартість ПЕВ на пас-км.

Порівняльна оцінка експлуатаційних показників літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ, що має найбільший потенціал попиту і продажів, проведена в залежності від річного нальоту, маршрутної мережі для різних атмосферних умов.

Для техніко-економічного аналізу прийнята ціна серійного літака Ан-158 з вартістю витрат на дослідно-конструкторські роботи (ДКР) (рис. 5.28)

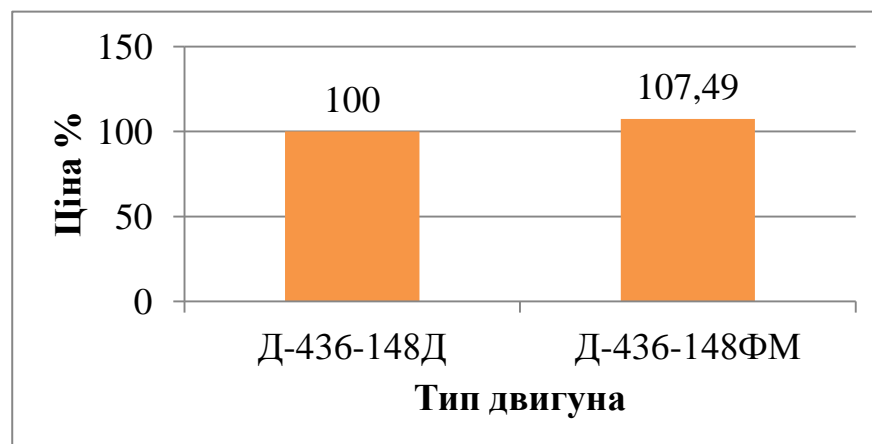


Рисунок 5.28 – Порівняння ціни літака Ан-158 в залежності від типу двигуна

Техніко-економічна оцінка експлуатації літака Ан-158 з різними двигунами виконана при річному нальоті 2500 льотних годин, на маршрутах з відстанню 1000...3000 км в залежності від висоти аеродрому, температур зовніш-

нього повітря.

Для порівняння річного пасажиропотоку і ПЕВ для відповідних типів атмосферних умов довжина ЗПС літака з двигунами Д-436-148Д приведена до довжини ЗПС літака з двигуном Д-436-148ФМ. При цьому максимальна злітна маса літака Ан-158 з двигуном Д-436-148Д має обмеження по довжині ЗПС.

Для оцінки експлуатації літака з двигуном Д-436-148ФМ виключно при виконанні зльоту в режимі «максимально тривалий» враховувався вплив даного режиму на кількість планових відвідувань цеху двигуном і, як наслідок, на вартість технічного обслуговування.

Оцінка паливної ефективності проведена в умовах європейського регіону в порівнянних умовах без урахування можливого збільшення річного нальоту на літаку Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ за рахунок розширення мережі експлуатації на рейсах з високими температурами зовнішнього повітря і високогір'я (таблиця 5.6).

Таблиця 5.6 – Паливна ефективність літака Ан-158 при максимальному комерційному завантаженні порівнюваних двигунів

Умови експлуатації	Тип двигуна	Паливна ефективність при максимальному комерційному завантаженні, г/пас-км				
		Дальність рейсу, км				
		1000	2000	2200	2400	3000
СА	Д-436-148Д	28,2	25,7	25,4	25,2	28,2
	Д-436-148ФМ	28,0	25,5	25,3	25,0	27,9
СА + 10	Д-436-148Д	29,3	25,7	26,5	27,2	30,8
	Д-436-148ФМ	28,4	25,5	25,3	25,6	28,0
СА $H_{\text{аеродрому}} = 2000 \text{ м}$	Д-436-148Д	28,0	28,6	29,5	30,5	36,0
	Д-436-148ФМ	27,8	25,5	25,3	25,5	27,9
СА + 20 $H_{\text{аеродрому}} = 2000 \text{ м}$	Д-436-148Д	35,0	39,6	41,9	44,6	58,1
	Д-436-148ФМ	28,2	26,2	27,1	27,9	32,0

Вартість технічного обслуговування літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ наведено в таблиці 5.7.

Таблиця 5.7 – Вартість технічного обслуговування літака Ан-158

Річний наліт, л.год.	Тип двигуна	Вартість технічного обслуговування, USD/год			
		Тривалість польоту, л.год.			
		1 год	2 год	3 год	4 год
1500	Д436-148Д	875	650	575	564
	Д-436-148ФМ	851	656	615	604
2000	Д436-148Д	857	628	553	541
	Д-436-148ФМ	833	634	593	581
2500	Д436-148Д	846	618	538	527
	Д-436-148ФМ	822	624	578	567
3000	Д436-148Д	832	611	529	518
	Д-436-148ФМ	808	617	569	558

Порівняння максимальної кількості перевезених за рік пасажирів на літаку Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ проведено при 100 % завантаженні пасажирами літака на рейсах 1000...3000 км (рис. 5.29, 5.30).

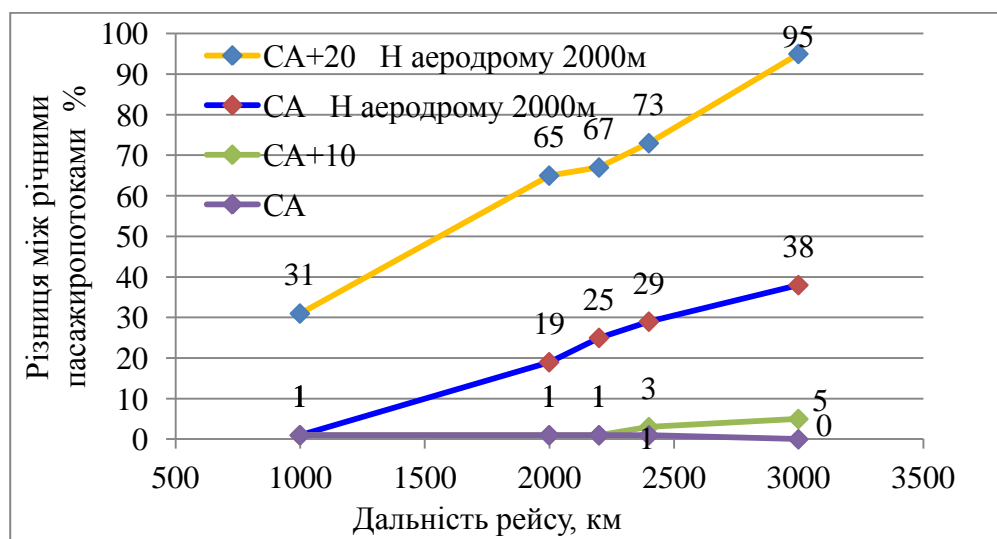


Рисунок 5.29 – Різниця між річними пасажиропотоками літака Ан-158 з двома типами двигунів у відносному вираженні в залежності від атмосферних умов експлуатації

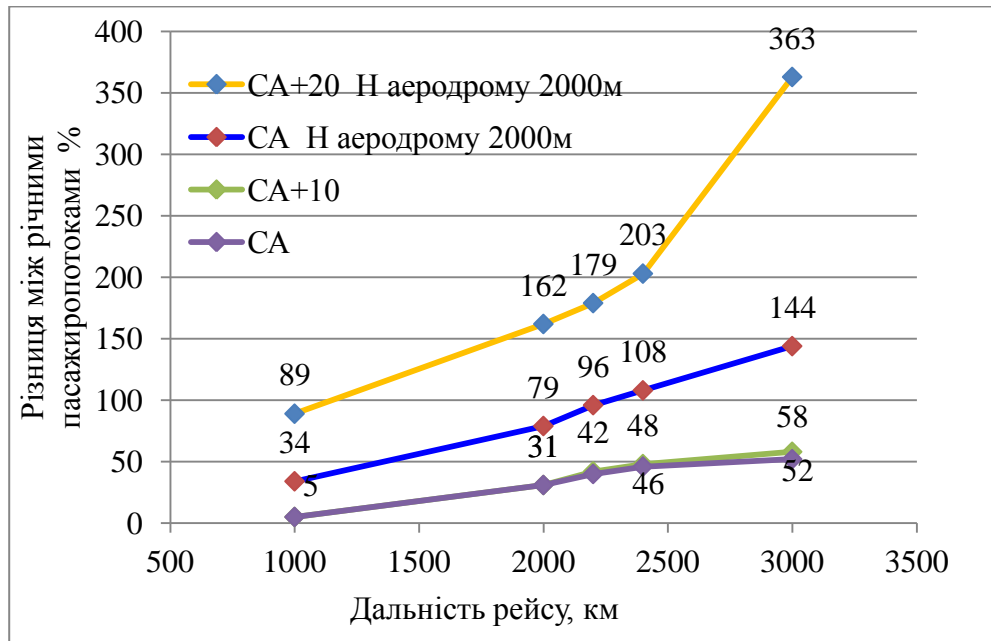


Рисунок 5.30 – Різниця між річними пасажиропотоками літака Ан-158 з двома типами двигунів у відносному вираженні в залежності від атмосферних умов експлуатації з урахуванням обмеження дистанції зльоту

Порівняння ПЕВ на пас-км літаків Ан-158 з двигунами Д436-148ФМ і Д436-148Д в залежності від швидкісних режимів, відсотка рейсів з різними температурними і висотними умовами експлуатації проведено для дальності 2400 км (рис. 5.31).

Таким чином, в результаті проведених досліджень, викладених в підрозділі 5.2, встановлено, що застосування двигунів Д-436-148ФМ на літаках типу Ан-148-100 і Ан-158 призводить до поліпшення злітних характеристик зазначених типів літаків в порівнянні із застосуванням двигуна Д-436-148Д.

Літак з двигуном Д-436-148ФМ має максимальні висоти крейсерського польоту з двома працюючими двигунами, що перевищують відповідні характеристики літака з двигуном Д-436-148Д на 500...600 м в умовах СА...СА + 5 °С, 1100...1400 м в умовах СА + 10 °С і 2000...2100 м в умовах СА + 20 °С.

Літак з двигуном Д-436-148ФМ має гарантовані стелі з одним працюючим двигуном, що перевищують відповідні характеристики літака з двигуном Д-436-148Д на 300...600 м в умовах СА, 500...750 м в умовах СА + 10 °С і 750...1100 м в умовах СА + 20 °С.

Літак Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ має дальності польоту на крейсерській швидкості 780 км/год ІШ в умовах СА, що практично збігаються.

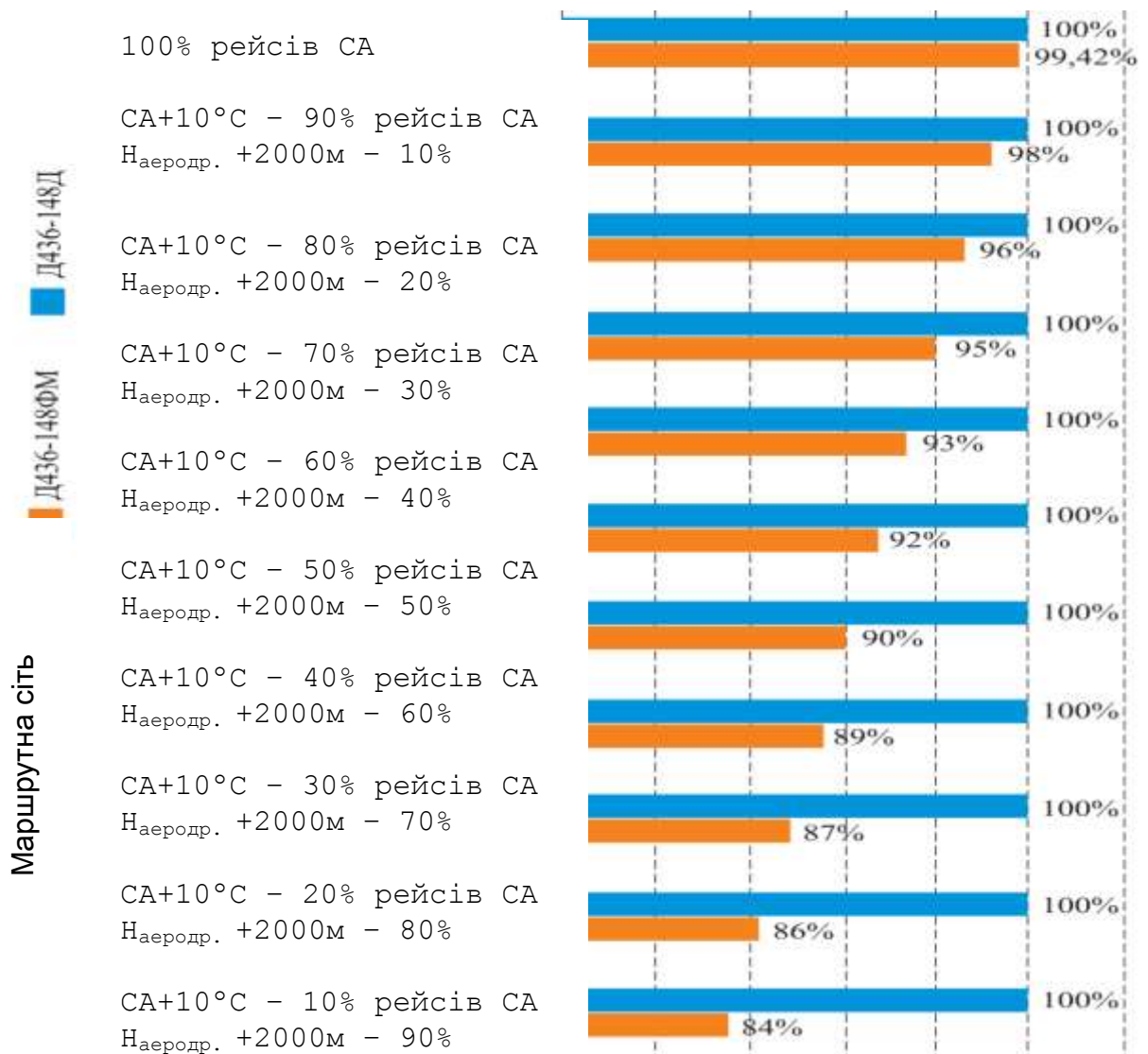


Рисунок 5.31 – Порівняння ПЕВ на пас-км літака Ан-158 з двома типами двигунів на дальності 2400 км в залежності від співвідношення кількості рейсів в умовах СА + 10 і СА, $H_{\text{аеродрому}} = 2000$ м на маршрутній мережі

При польоті на крейсерських швидкостях 820 км/год ІШ в умовах СА перевага в дальності польоту з двигуном Д-436-148ФМ становить 1,3...3,3 %, а при температурних умовах СА + 10 °С і вище – досягає 4...7 % (780 км/год ІШ) і 9...12 % (820 км/год ІШ).

Збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами

Д-436-148ФМ в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я дозволяє збільшити пасажиромісткість на 30...50 чоловік або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км.

Порівняння паливної ефективності літака Ан-158 з двома типами двигунів показує, що незалежно від дальності польоту, температурних і висотних умов експлуатації літак Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ має переваги за рахунок менших витрат палива на рейс і більшого максимального завантаження.

Порівняння річного пасажиропотоку літака Ан-158 з двома типами двигунів показує перевагу двигунів Д-436-148ФМ, які здатні на всіх відстанях і при атмосферних умовах, що підлягають аналізу, перевезти більшу кількість пасажирів за рахунок різниці в комерційному навантаженні літаків від 5 до 363 %.

В умовах оцінки варіанту зльоту літака з двигуном Д-436-148ФМ виключно на режимі «максимально тривалий», напрацювання до першого і наступних планових відвідувань цеху зростуть і при нормальних умовах експлуатації, до відпрацювання 40000 год, скоротять кількість планових відвідувань цеху з трьох до двох (перше планове відвідування цеху – 12000...14000 год і 4500...6000 циклів, друге – 25000...27000 год і 10500...11500 циклів), що призведе до зниження вартості льотної години двигуна при тривалості польотного циклу 2:00 на 10,4 % і, як наслідок, зменшить ПЕВ.

Порівняльний аналіз експлуатації літака Ан-158 з різними двигунами показує, що ПЕВ на пас-км літака з двигунами Д-436-148ФМ зменшується при підвищенні температурних режимів експлуатації і в умовах високогір'я відносно літака з двигунами Д-436-148Д.

Льотно-технічні та злітні характеристики літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ при експлуатації в різних атмосферних умовах забезпечують йому можливість нальотів орієнтовно на 7...10 % більше в порівнянні з літаком Ан-158 з двигунами Д-436-148Д за рахунок використання літака на рейсах, які при експлуатації літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д будуть економічно ефективні.

Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків

Ан-1Х8 показує явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, яка може бути запропонована для практичної реалізації.

5.3 Розробка концепції модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки

5.3.1 Обґрунтування доцільності модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 шляхом оснащення гібридною силовою установкою

Пасажирські літаки Ан-24, Ан-140 і легкий рамповий військово-транспортний літак Ан-26 відносяться до літаків у ваговій розмірності 20...25 т. Аналіз шляхів модернізації показав, що в нових ринкових умовах актуальними стають два шляхи розвитку легкої авіатехніки «АНТОНОВ»: перший – модернізація існуючого парку літаків Ан-26, а другий – створення на базі літака Ан-140 рампового транспортного варіанту Ан-140Т.

Значна кількість літаків Ан-26 перебуває в активній експлуатації, а ресурс багатьох з них дозволяє застосовувати їх ще не менше 15...20 років. При цьому, технічний рівень їх бортового обладнання застарів і вимагає заміни. Створення ж нового літака такого класу вимагає значних витрат. Слід також враховувати, що в даний час існує конкурентне середовище у виді зарубіжних легких військово-транспортних літаків (ЛВТЛ) С295, С-27J та Іл-112.

Легкий регіональний пасажирський літак Ан-140 має технічний рівень кінця 1990-х років. Подальший розвиток і створення на його базі легкого рампового транспортного варіанту Ан-140Т можливо лише в разі глибокої модернізації агрегатів і систем з одночасним підвищенням техніко-економічного рівня.

Дослідження ДП «АНТОНОВ» показують, що потужності існуючих двигунів сімейства ТВ3-117ВМА-СБМ1 недостатньо для створення конкурентоспроможного літака вантажопідйомністю близько 5,5 т. Застосування технічних рішень, подібних розміщенню на борту Ан-26 додаткового турбореактивного двигуна типу РУ-19А-300, знижує вагову досконалість літака, його паливну

ефективність, підвищує рівень шуму на місцевості та збільшує викиди в атмосферу шкідливих речовин.

Одним із шляхів модернізації розглядається оснащення літаків Ан-26 і Ан-140 гібридними маршовими силовими установками (ГМСУ), що складаються з газотурбінного і силового електродвигуна, який приводить в обертання повітряний гвинт. Це покращує їх характеристики і дозволяє їм експлуатуватися в умовах екологічних обмежень. Результати дослідження показують істотне поліпшення льотних характеристик літаків, а також відповідність їх сучасним і прогнозованим екологічним нормам.

У роботах [123, 135, 136] наведено інформацію стосовно розробки авіа-техніки з гібридною маршовою силовою установкою для літаків зі злітною масою не більше 8620 кг, що відповідає вимогам норм льотної придатності FAR-23 або CS-23. Такі літаки мають масу комерційного навантаження не більше 2,5 т. Розробка нових літаків в більш високій ваговій категорії і в класі норм льотної придатності FAR-25 і CS-25 сьогодні стримується низкою факторів. Перш за все, немає інформації про практичну розробку гібридних авіаційних силових установок потужністю 2500 к.с. і більше. Також стримуючим фактором є висока вартість розробки та сертифікації нового літака в рамках норм FAR-25 і CS-25. Тому сьогодні подібні опрацювання носять поки ще чисто теоретичний характер, як в роботі [136], де представлено гіпотетичний літак в розмірності ATR-72-600. Також в цьому напрямку ведуться й експериментальні опрацювання з метою створення демонстратора технологій [137].

Оцінка існуючих у світі варіантів конфігурації гібридної маршової силової установки дозволила визначитися з вибором типу такої установки для даного дослідження [132].

Таким чином, метою дослідження є опрацювання практичної можливості створення транспортного літака з гібридною маршовою силовою установкою в розмірності 20-25 т злітної маси.

Для розробки концепції модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки необхідно було:

- провести аналіз існуючих гібридних маршових силових установок і визначити можливість створення літака з ГМСУ в умовах України;
- обґрунтувати концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки з вибором схеми ГМСУ;
- проаналізувати енергетичний баланс і льотно-технічні характеристики для різних модернізованих літаків.

Одержані наукові результати прогнозують перспективність такого напрямку як для досконалості існуючого парку літаків, так і при проектуванні нових літаків, в тому числі на базі вітчизняних двигунів.

5.3.2 Аналіз існуючих гібридних маршових силових установок

Поняття гібридної маршової силової установки (ГМСУ) має на увазі наявність в її складі газотурбінного двигуна (ГТД), силового електродвигуна (ЕД), повітряного гвинта або вентилятора, акумуляторної батареї (АКБ) і засобів керування і комутації.

В даний час застосування ГМСУ розглядається в рамках загальносвітової тенденції підвищення інтересу до маршових електричних силових установок, пов'язаної, насамперед, з посиленнями екологічними обмеженнями на викид в атмосферу шкідливих речовин.

Розвиток маршових електричних силових установок, в свою чергу, залежить від прогресу в частині розробки безпосередньо самих електродвигунів і збільшення густини заряду акумуляторних батарей. На рис. 5.32 представлено бачення компанії SAFRAN (Франція) етапів розвитку маршових електричних силових установок в авіації [138].

Проведені в Україні й за кордоном [136] дослідження можливих схем ГМСУ потужністю 2500...3000 к.с. (1850...2250 кВт) щодо досліджуваних літаків Ан-26, Ан-140 дозволили сформулювати два можливих варіанти застосування.

Варіант I – послідовна схема. Принциповим моментом в цій схемі є те, що

безпосередній привід рушя – повітряного гвинта або вентилятора – здійснюється тільки електродвигуном. Живлення електродвигуна практично на всіх етапах польоту забезпечує ГТД, який по суті є однорежимним і пускає в хід електрогенератор (або електрогенератори). Це дозволяє використовувати ГТД, який спеціально оптимізований для зазначених умов, тим самим мінімізувавши його габаритні розміри, масу, витрату палива та збільшивши ресурс. Акумуляторна батарея в цьому випадку використовується як буфер-накопичувач електроенергії та для живлення ЕД в аварійних ситуаціях. Це дозволяє мінімізувати її ємність, відповідно, розміри, масу і вартість.

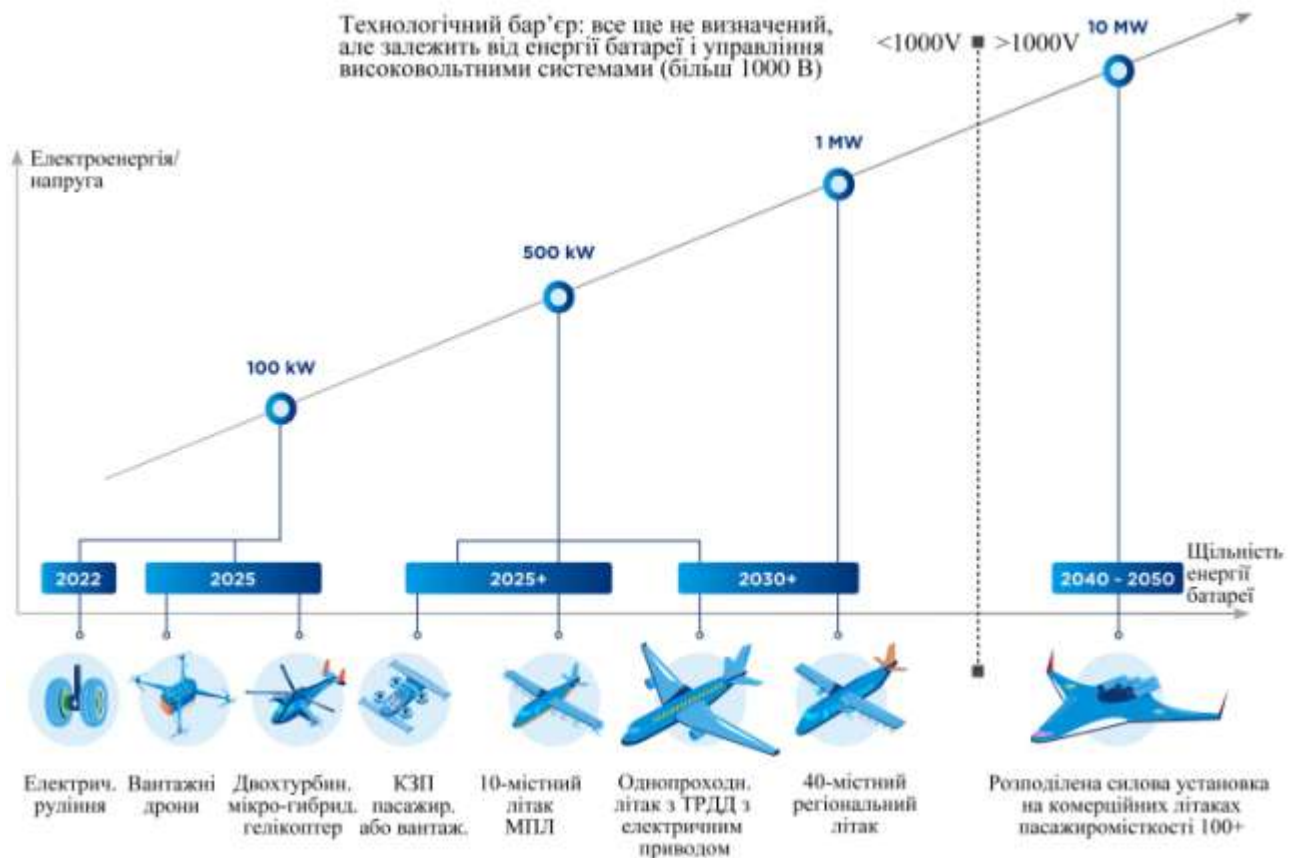


Рисунок 5.32 – Бачення компанії SAFRAN етапів розвитку маршових електричних силових установок в авіації

Прикладом використання такої схеми може служити ГМСУ, що розробляється в зарубіжному проекті Zunum Aero Hybrid-electric Small Regional Aircraft [132], який частково фінансується компанією Boeing.

Легкий пасажирський 12-місний літак Zunum Aero ZA-1 (рис. 5.33) роз-

раховано на дальності польоту до 700 миль (близько 1130 км). Безпосередніми рушіями в даному проекті є два закапотованих вентилятори, що встановлені з боків фюзеляжу, які приводяться в дію електромоторами потужністю по 500 кВт. Як турбогенератор планується використовувати один модифікований турбовальний двигун Ardident 3 потужністю 1700 к.с. компанії SAFRAN.

Компанія SAFRAN вже провела у 2019 році наземні випробування демонстраційного варіанта турбогенератора потужністю 500 кВт для подальшої його установки спільно з закапотованими вентилятором на літаючу лабораторію Rockwell Turbo Commander замість лівого турбогвинтового двигуна. Льотні випробування очікуються найближчим часом.



Рисунок 5.33 – Проект літака Zunum Aero ZA-1 з гібридною маршовою силовою установкою

Варіант II – *паралельна схема*. Принциповим моментом в цій схемі є те, що ГТД та ЕД здійснюють привід рушія спільно (паралельно) через загальний редуктор (рис. 5.34). Дана схема передбачає й роздільний привід рушія. Наприклад, привід повітряного гвинта здійснюється ГТД, а в той же час ЕД використовується як генератор для зарядки акумуляторних батарей, використовуючи частину механічної потужності ГТД. Електродвигун використовується в силовому режимі тільки на режимах максимальної потрібної потужності – зліт, відхід на друге коло або набір висоти. Головною перевагою даної схеми є можливість зменшити потужну розмірність і ГТД, і ЕД, тим самим знизивши їх масо-

во-габаритні параметри, а також ступінь технічного ризику і вартісні показники.

Наочним прикладом використання паралельної схеми ГМСУ служить Project 804 компанії United Technologies Corp. (UTC), який просувається спільно з компаніями Pratt & Whitney Canada і Rockwell Collins. Проект являє собою модифікований пасажирський 39-місний літак місцевих повітряних ліній Bombardier Dash 8 Q100 (рис. 5.35). Літак оснащений двома ГМСУ сумарною потужністю 2720 к.с. (2 МВт) кожна. При цьому співвідношення між ГТД та ЕД є рівним і становить по 1360 к.с. (1 МВт) [145]. Передбачається розміщення акумуляторних батарей та засобів керування і комутації під підлогою пасажирської кабіни. Відповідно до заяв компанії-розробника UTC застосування гібридних технологій дозволить скоротити витрати палива до 30 % для маршрутів дальністю 370...460 км. Політ літака-демонстратора очікується у 2022 році.

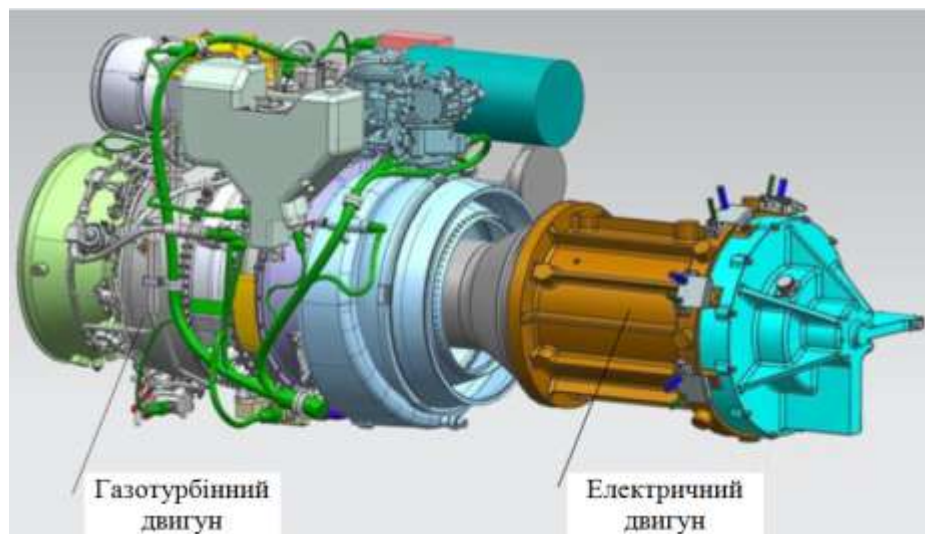


Рисунок 5.34 – Концепція гібридної маршової силової установки за паралельною схемою потужністю 1 МВт розробки компанії Honeywell [134]

Одним з важливих питань практичної реалізації застосування ГМСУ на літаку є оптимальне компонування розміщення акумуляторних батарей та засобів керування і комутації з мінімізацією довжини силових кабелів, що дозволить знизити вагу, підвищити ККД системи і поліпшити пожежну безпеку.

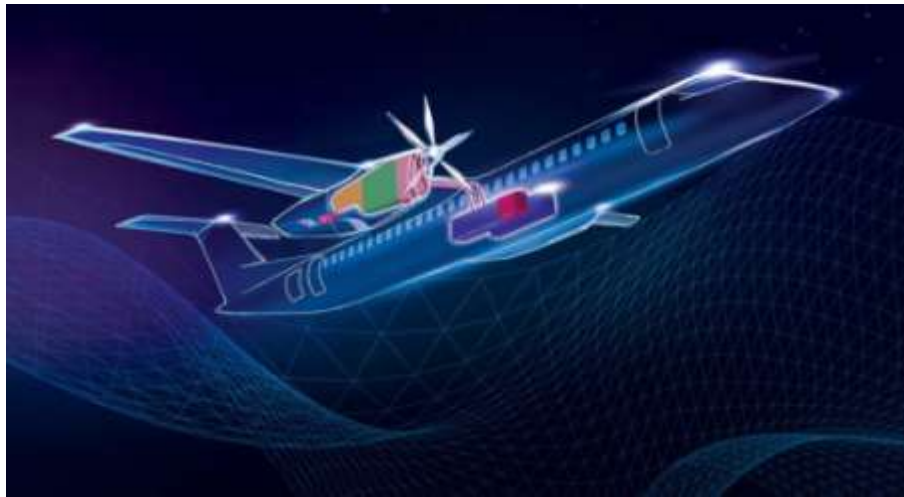


Рисунок 5.35 – Project 804, що просувається корпорацією UTC

Одним з таких варіантів, наприклад, може стати розміщення акумуляторної батареї в центроплані крила модифікованого пасажирського літака ATR-72-600 (рис. 5.36) [144]. Це дозволить мінімізувати довжину проводки і вивести її із зони пасажирської кабіни, а також вивести електроджгути БРЕО, загальнолітакові системи і лінії системи керування літаком, що проходять через неї. Таке рішення істотно спростить сертифікацію літака згідно з вимогами відмовобезпеки.

В даний час в світі виконується кілька програм, пов'язаних із застосуванням ГМСУ на літаку. Найбільший інтерес з них представляють роботи корпорації Airbus та інформація про створення легкого транспортного літака з ГМСУ для ВПС Бразилії, яка виконується бразильським стартапом Desaer, заснованим колишніми спеціалістами компанії Embraer.

Концерн Airbus в рамках створення літальних апаратів з ГМСУ працює над створенням гібридного літака-демонстратора Airbus E-Fan X [137] на базі регіонального пасажирського літака BAe-146 (рис. 5.37). Це спільний проект Airbus, Rolls-Royce Siemens. Перший політ експериментального літака заплановано на 2020 рік.

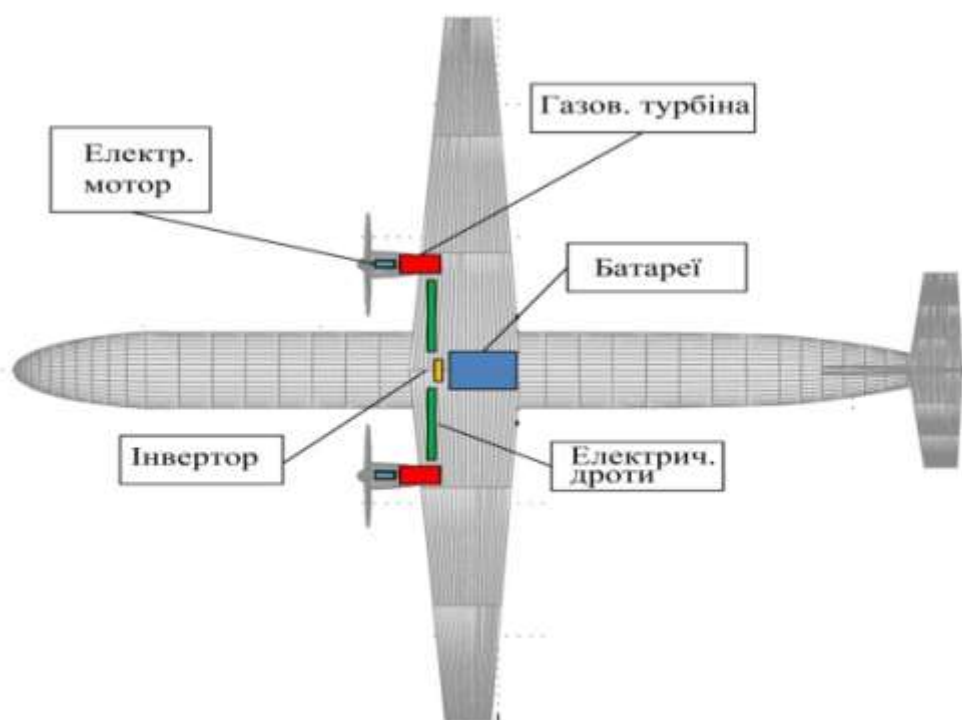


Рисунок 5.36 – Гіпотетичне компонування розміщення основних складових гібридної маршової силової установки на базі пасажирського літака АTR-72-600



Рисунок 5.37 – Експериментальний літак Airbus E-Fan X з гібридною маршовою силовою установкою

Основні заявлені характеристики літака Airbus E-Fan X: маршові електродвигуни Siemens SP2000 потужністю 2 МВт з рідинним охолодженням; генератор потужністю 2,5 МВт; напруга в мережі 3000 В; потужність акумуляторних батарей 2 МВт·год; втрата енергії на генераторі та двигуні 15 %.

В кінці грудня 2019 року була оприлюднена інформація [133], що компанія Embraer підписала з ВПС Бразилії (Força Aerea Brasileira або FAB) меморандум про намір створити в інтересах FAB легкий двомоторний рамповий транспортний літак з ГМСУ для експлуатації в глибині території Бразилії. Літак повинен мати вантажопідйомність не менше 3000 кг і експлуатуватися з ґрунтових аеродромів довжиною 1200 м.

Ймовірно, що в основу цього проекту може бути покладена розробка легкого рампового транспортно-пасажирського літака ATL-100 з двома двигунами (рис. 5.38), розробленого бразильським стартапом Desaer [131, 134].

Літак призначений для перевезення 19 пасажирів або вантажів масою до 3000 кг з коротких ґрунтових ЗПС довжиною 1200 м. Літак повинен забезпечувати перевезення контейнерів LD-3, парашутне скидання палет з вантажем і медичним спорядженням, перевезення військовослужбовців і поранених, скидання парашутистів. Виходячи з вантажопідйомності, можна зробити висновок, що його планується сертифікувати відповідно до норм льотної придатності FAR-23, а його злітна вага буде обмежена величиною 19000 фунтів або 8618 кг.



Рисунок 5.38 – Попередній вид літака Desaer ATL-100

За інформацією на середину 2019 року передбачалося, що перший екземпляр ATL-100 підніметься у повітря в 2021 році, а закінчення його сертифікації очікується на кінець 2023 року. В первісному варіанті літак ATL-100 планувалося оснастити класичною газотурбінною маршовою двигунною установкою (МДУ) на базі двигунів PT-6, а його варіант з ГМСУ розглядався як подальший розвиток літака.

Крім цього, з'явилася інформація про плани створення компанією General Electric гібридної силової установки на базі газотурбінного двигуна потужністю 1300 к.с. [134].

Таким чином, в сучасних умовах розвитку авіації в світі, створення ГМСУ в Україні можливо в кооперації з провідними світовими виробниками електродвигунів, акумуляторних батарей, електротехнічного обладнання та повітряних гвинтів. При цьому вітчизняна промисловість має великий потенціал, що дозволяє практичну реалізацію цієї ідеї. В Україні є такі підприємства, що можуть бути залучені в цей процес:

- ДП «АНТОНОВ» – інтегратор проекту, оснащення літака гібридною силовою установкою, льотні та сертифікаційні випробування, серійне виробництво (або переробка з існуючого літака), післяпродажне обслуговування;

- ДП «Івченко-Прогрес» – розробка і модернізація газотурбінної силової установки, а також створення повітряного гвинта;

- ВАТ «Мотор-Січ» – серійне виробництво і післяпродажне обслуговування газотурбінної силової установки;

- ХАКБ – розробка і виготовлення вентиляного двигуна.

Потенційними зарубіжними партнерами з проекту можуть бути такі підприємства:

- MT-Propeller Entwicklung GmbH (Німеччина) – розробка і виготовлення повітряних гвинтів і регуляторів до них;

- Aerospace Technology Centre Innovation Park The University of Nottingham (Великобританія) – науково-технологічний партнер в області розробки та виготовлення гібридних і електричних силових установок;

- MagniX (США/Австралія) – розробник і виробник авіаційних електрич-

них двигунів.

5.3.3 Модернізація літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки

При виборі оптимальної схеми ГМСУ та ступеня її «гібридизації» для літаків Ан-140/Ан-26 E-hybrid було проаналізовано і вирішено такі задачі:

- практична «реалізація» схеми, виходячи з поточного стану розвитку акумуляторних батарей (АКБ) і авіаційних електроприводів;
- мінімізація ваги і габаритів конструкції;
- одержання максимальної паливної ефективності ГМСУ при використанні існуючих компонентів.

У процесі опрацювання було розглянуто два варіанти конструктивних рішень ГМСУ (послідовна та паралельна схеми). У всіх варіантах розглядається як рушій багатолопатеви́й повітряний гвинт. Запас електричної енергії, а також її буферизація забезпечується модульною Li-ion АКБ.

Варіант I включає електричну передачу енергії від ГТД з передачею потужності тільки від електродвигуна на вал рушія (рис. 5.39).



Рисунок 5.39 – Приклад використання послідовної схеми гібридної маршової силової установки

Переваги варіанту I:

- можливість розміщення «відокремленого» енерговузла на основі ГТД в будь-якому місці літального апарату (ЛА), в тому числі в обводах фюзеляжу. При цьому масово-габаритні параметри енерговузла можуть бути значно більше,

ніж у будь-якому іншому варіанті;

- можливість оптимізації термодинамічних процесів ГТД з метою забезпечення мінімальної витрати палива та емісії шкідливих речовин (в тому числі з використанням рекуперації тепла);

- можливість акумулювання всього потоку електричної енергії в АКБ з метою виконання зльоту з «нульовим» викидом шкідливих речовин.

Недоліки варіанту I:

- необхідність мати електродвигун на «повну» злітну потужність (що вимагає складної системи його охолодження, а також громіздкої та важкої електророзподільної апаратури);

- для акумулювання всього потоку електроенергії необхідні АКБ великої місткості, а, відповідно, маси і розмірів;

- необхідність наявності окремого генератора на енерговузлі, розрахованого на його повну потужність або потужність крейсерського режиму, що призведе до збільшення загальної ваги енерговузла.

Варіант II включає паралельну передачу потужності від ГТД і електродвигуна на загальний рушій (повітряний гвинт) через єдиний привід (редуктор) (рис. 5.40).

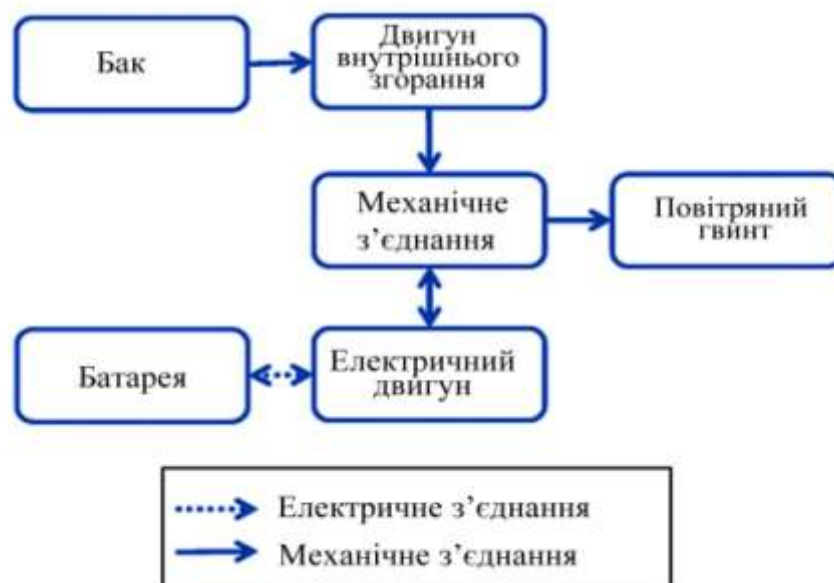


Рисунок 5.40 – Приклад використання паралельної схеми гібридної маршової силової установки

Переваги варіанту II:

- можливість зменшення маси силової установки (СУ) за рахунок об'єднання «всіх» механічних приводів у загальному редукторі та виключення окремого генератора для заряду АКБ (вентильний двигун є інверсною машиною і може працювати в режимі генерування електроенергії);
- можливість забезпечення роботи ГТД на оптимальному режимі з метою забезпечення мінімальної витрати палива (для даної конструкції);
- немає необхідності використання електричного двигуна на повну потужність СУ, тому що електродвигун використовується в бустерному режимі (добавка відсутньої потужності на певних польотних режимах);
- немає необхідності використання АКБ великої ємності (ємність батареї визначається тривалістю використання бустерних режимів);
- можливість створення СУ на базі існуючих і освоєних промисловістю України конструкцій турбогвинтових двигунів (ТГД) ТВ3-117ВМА-СБМ1И.

Недоліки варіанту II:

- неможливість реалізації зльоту літака з «нульовим» викидом;
- складність створення ГТД з рекуперацією тепла в прийнятних масово-габаритних показниках;
- складність компонування СУ в єдиний агрегат.

Виходячи з вищевикладеного аналізу та практичної можливості реалізації проекту, обрано варіант II з помірним ступенем гібридизації – електродвигун використовується для максимального злітної режиму, набору висоти і відходу на друге коло. При цьому в польоті відбувається заряд АКБ від електродвигуна, що працює у генераторному режимі.

Застосування гібридної маршової силової установки на літаку Ан-26

На рис. 5.41 показано попередню оцінку створення ГМСУ на базі газотурбінного ТВ3-117ВМА-СБМ1И і електричного MagniX (США/Австралія) двигунів з 6-лопатевим повітряним гвинтом діаметром 3,9 м компанії MT-Propeller

Entwicklung GmbH (Німеччина) на літаках Ан-26 і Ан-140Т.

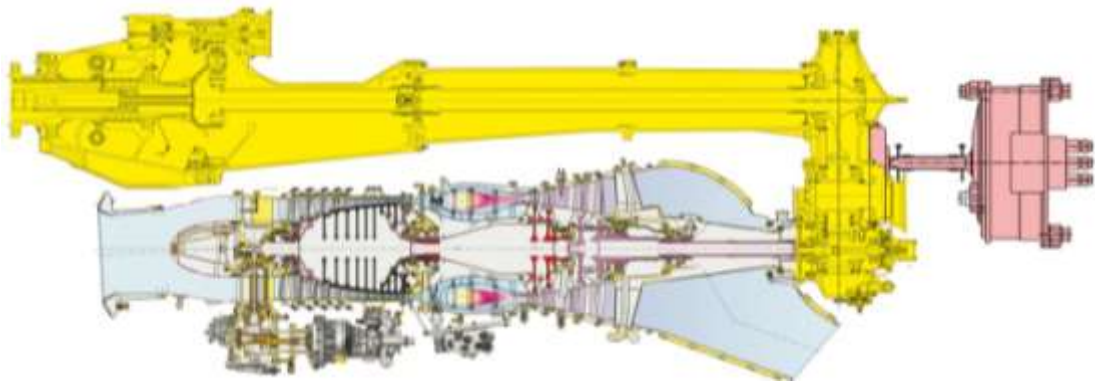


Рисунок 5.41 – Попередня схема гібридної маршової силової установки на базі двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1И

Прийнята на даному етапі концепція ГМСУ передбачає використання модернізованого двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1И. Конструктивні особливості двигуна дозволяють вирішити задачу передачі потужності від електродвигуна на гвинт з мінімальними доробками.

Конструктивно-силова інтеграція ТГД і ЕД в єдиний енергетичний вузол та його навішування під крилом літака вимагає додаткового опрацювання. Однією з проблем, що ускладнюють реалізацію установки двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1И на літаку Ан-26, є організація виведення його вихлопного струменя таким чином, щоб зберегти шасі літака і максимально використовувати елементи існуючої мотогондоли.

Попередні дослідження показують, що найбільш оптимальним варіантом може бути організація вихлопу, що обходить з двох сторін колеса шасі (рис. 5.42). Це вимагатиме виконання модифікації вихлопної системи двигуна.

Застосування електродвигунів компанії MagniX, які мають рідинну систему охолодження, потребує використання додаткових елементів – теплообмінників і радіаторів, що дозволяють підтримувати тепловий баланс як електродвигуна на різних режимах, так і блоку акумуляторних батарей.

Принципово новою на літаку Ан-26 буде система електропостачання. Аналіз інших енергозалежних систем показав, що буде потрібна модернізація

захисту протиобмерзання літака в частині заміни повітряно-теплової системи оперення на електротеплову і виключення повітряно-теплого захисту повітрярозабірника двигуна. Попередню схему загального виду літака Ан-26 з гібридною маршовою силовою установкою представлено на рис. 5.43.

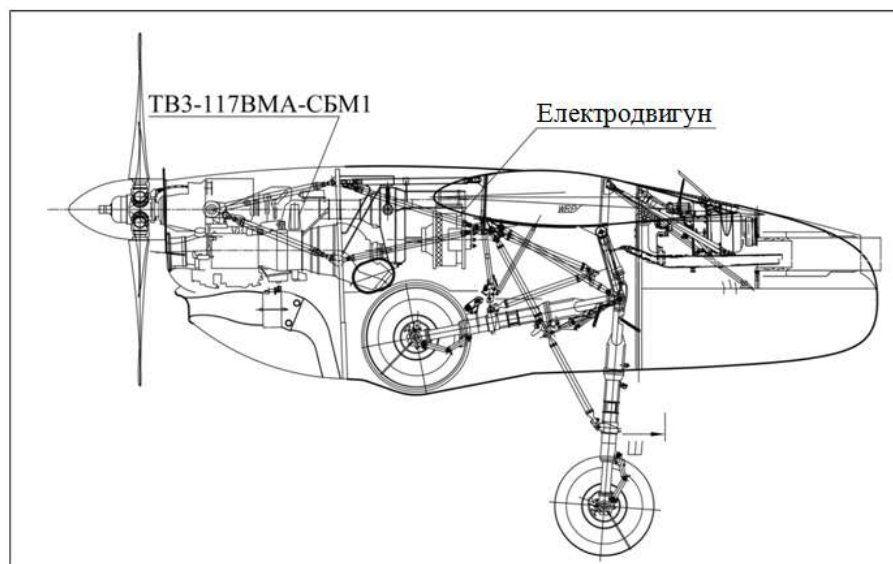


Рисунок 5.42 – Попередня схема гібридної маршової силової установки на літаку Ан-26

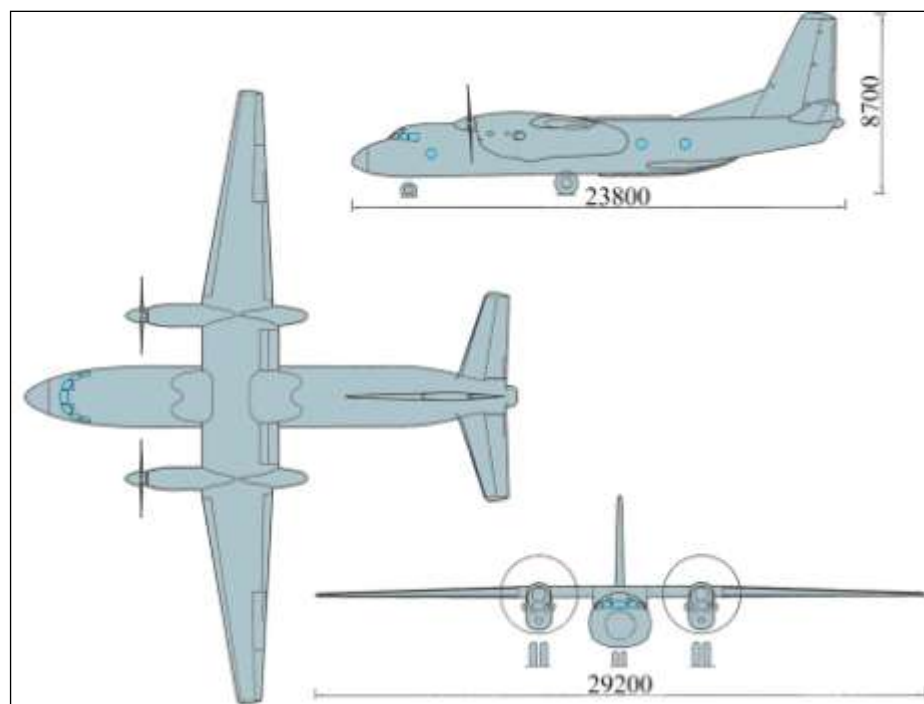


Рисунок 5.43 – Попередня схема загального виду літака Ан-26 з гібридною маршовою силовою установкою

Аналіз енергетичного балансу літака Ан-26-Е

1. Встановлюється нова ГМСУ, що складається з двох газотурбінних двигунів ТВЗ-117ВМА-СБМ1 (злітною потужністю по 2500 к.с., на НР – 2800 к.с.) і двох електродвигунів (максимальною потужністю по 285 к.с. (209 кВт)) , що приводять в обертання повітряний гвинт через загальний редуктор.

Ідеологія спільного застосування обох типів двигунів на різних етапах польоту:

- газотурбінні двигуни працюють на етапах зльоту, набору висоти, крейсерського польоту, зниження і посадки на відповідних режимах роботи;

- електричні двигуни виконують роль допоміжних і працюють на етапах зльоту (два електродвигуни на 100 % потужності), продовженого зльоту (один електродвигун на 95 % потужності) і режимі набору висоти (65 % потужності). У крейсерському польоті та при зниженні електричний двигун працює в генераторному режимі, здійснюючи зарядку акумуляторних батарей;

- етап посадки і, при необхідності, відхід літака на друге коло проводиться з використанням обох двигунів.

2. Час роботи електродвигунів на зльоті (0,05 год) та наборі висоти (0,42 год) – 0,47 год.

3. Для *штатного зльоту* потрібну потужність 5570 к.с. (як на Ан-26, де 2×2500 к.с (АИ-24ВТ) + 1×570 к.с (РУ-19-300)) забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВЗ-117ВМА-СБМ1 (ГТД) і два електричних двигуни (ЕД): 2×2500 к.с. (ГТД) + 2×285 к.с. (ЕД).

Для *набору висоти* потрібну потужність 4570 к.с. забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і два електричних двигуни: 2×2100 к.с. (ГТД) + 2×185 к.с. (ЕД).

Для *зльоту при відмові двигуна* потрібну потужність 3070 к.с. забезпечують два двигуни – один газотурбінний ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і один електричний двигун: 1×2800 к.с. (ГТД) + 1×270 к.с. (ЕД).

4. Потрібна енергія для роботи електродвигунів у разі відмови двигуна в

кінці набору з відходом на друге коло при посадці (найбільш складний випадок) – 154 кВт·год (де 21 кВт·год – на зліт протягом 0,05 год; 113 кВт·год – на набір висоти протягом 0,42 год; 20 кВт·год – на відхід на друге коло протягом 0,1 год).

Таким чином, на літаку повинна бути встановлена АКБ сумарною ємністю 154 кВт·год.

5. Вага АКБ при питомій потужності 0,35 кВт·год/кг – 440 кг. Об'єм АКБ при питомій потужності 0,5 кВт·год/л – 308 л.

6. На крейсерській ділянці польоту тривалістю 2,5 год за рахунок надлишку наявної потужності двох ГТД акумуляторні батареї можуть бути заряджені на 200 кВт·год (по 100 кВт·год на кожен ЕД), що навіть більше встановленої ємності АКБ.

7. Для роботи двох електродвигунів при відході літака на друге коло потрібно приблизно 20 кВт·год електроенергії, що значно менше ємності АКБ, зарядженої до 154 кВт·год.

У таблиці 5.8 представлено порівняльний ваговий баланс силової установки серійного літака Ан-26 та його модифікації з ГМСУ – літака Ан-26-Е.

Таблиця 5.8 – Порівняльні характеристики силових установок

МДУ гібридна на базі ТВ3-117	Маса, кг	МДУ штатна на базі АИ-24ВТ + РУ-19-300	Маса, кг
МДУ гібридна, включаючи 2 × ТВ3-117ВМА-СБМ1, ВСУ АИ9-3Б, електродвигуни, акумулятори, охолодження і комутацію	3953	МДУ штатна, включаючи 2 × АИ-24ВТ, ВСУ РУ-19-300	3612
Повітряні гвинти АВ-140	420	Повітряні гвинти АВ-72	708
Мотогондולי, вихлопна система, кріплення двигунів, літакові агрегати, керування МДУ, маслосистема і масло, доробка МДУ під ГМСУ	1079	Мотогондולי, вихлопна система, кріплення двигунів, літакові агрегати, керування МДУ, маслосистема і масло	1341
Всього:	5452		5661

У таблиці 5.9 наведено основні льотно-технічні характеристики для двох варіантів літака: Ан-26 зі штатною маршовою силовою установкою і Ан-26-Е з ГМСУ. Характеристики Ан-26 взято згідно Керівництву з льотної експлуатації.

На рис. 5.44 представлено діаграму «Вантаж-дальність» для літаків Ан-26 і Ан-26-Е.

Таблиця 5.9 – Порівняльні характеристики літаків

Літак	Ан-26	Ан-26-Е
Максимальна злітна вага, т	24,0	24,0
Максимальне комерційне навантаження, т	5,5	5,5
Маса порожнього спорядженого літака, т	16,3	16,64
Максимальний запас палива ($\gamma = 0,81$), кг	5500	5500
Двигуни: – тип ТГД – потужність, к.с. + РУ-19-300 або електродвигун	АИ-24ВТ + РУ-19-300 2 × 2500 + 800 кгс	ТВ3-117ВМА-БМ1 + ЕД 2 × 2500 (2800-HP) + 600 кгс
Крейсерська швидкість, км/год	400-440	400-440
Крейсерська висота, м	5000-6600	5000-6600
Практична дальність (АНЗ – 580 кг), км: – з вантажем 5,5 т – з вантажем 4,56 т (38 солдатів по 120 кг) – з тах запасом палива (вантаж, т) – без вантажу	541 1020 2236 (2,2) 2415	765 1418 3364 (1,86) 3474
Кілометрова рейсовий витрата палива при тах навантаженні, кг/км	2,82	1,67
Паливна ефективність при тах навантаженні, г/т·км	543	304
Крейсерська аеродинамічна якість ($M = 0,5; C_y = 0,5$)	11,36	11,28

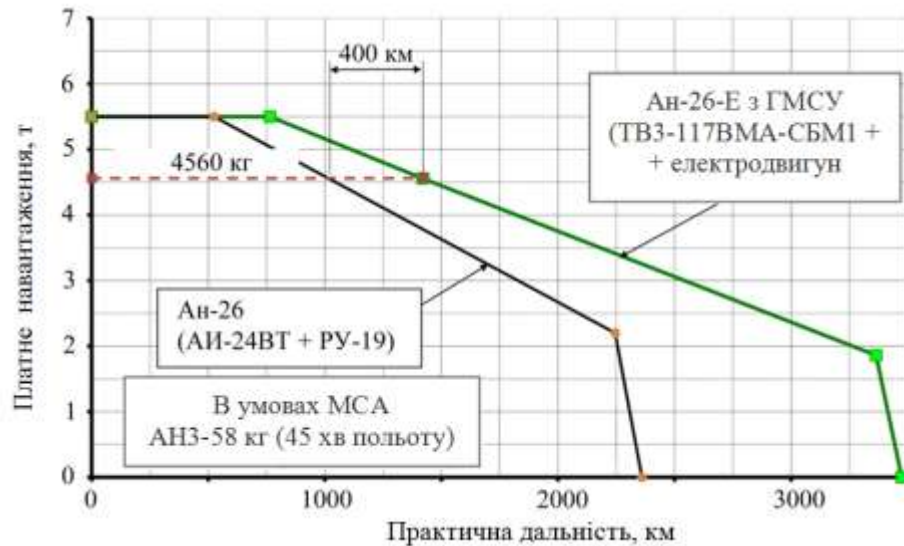


Рисунок 5.44 – Порівняльна діаграма «Вантаж-дальність» для літаків Ан-26 і Ан-26-Е з ГДМСУ

Виходячи з одержаної оцінки, можна зробити висновок, що застосування ГМСУ на літаку Ан-26 збільшує дальність польоту. При виконанні типової тактичної задачі перевезення 4560 кг вантажу дальність збільшується на 400 км, при виконанні польоту з 2 т вантажу (можливий варіант літака зі спецобладнанням) – на 1000 км, а тривалість польоту – більше, ніж на 2 год. Для випадку виконання перегонного польоту дальність зростає більше, ніж на 1100 км.

Застосування гібридної маршової силової установки на літаку Ан-140Т

Прийнята в даному випадку концепція ГМСУ подібна розглянутої для літака Ан-26-Е і передбачає використання модернізованого двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1 з модернізованим редуктором. Збільшені гвинтові потужності порівняно з вихідними СУ вимагають застосування 6-лопатевих гвинтів діаметром не менше 3,9 м проти використовуваних раніше повітряних гвинтів АВ-140 діаметром 3,73 м.

Питання конструктивно-силової інтеграції ТГД і ЕД в єдиний енергетичний вузол та його навішування під крилом літака в цьому випадку в цілому ідентичні розглянутим раніше для літака Ан-26-Е.

Тут також буде потрібна модифікація вихлопної системи двигуна в зв'язку

з установкою електродвигуна ззаду ТГД (рис. 5.45).

На рис. 5.46 показано попередню схему загального виду літака Ан-140Т з гібридною маршовою силовою установкою.

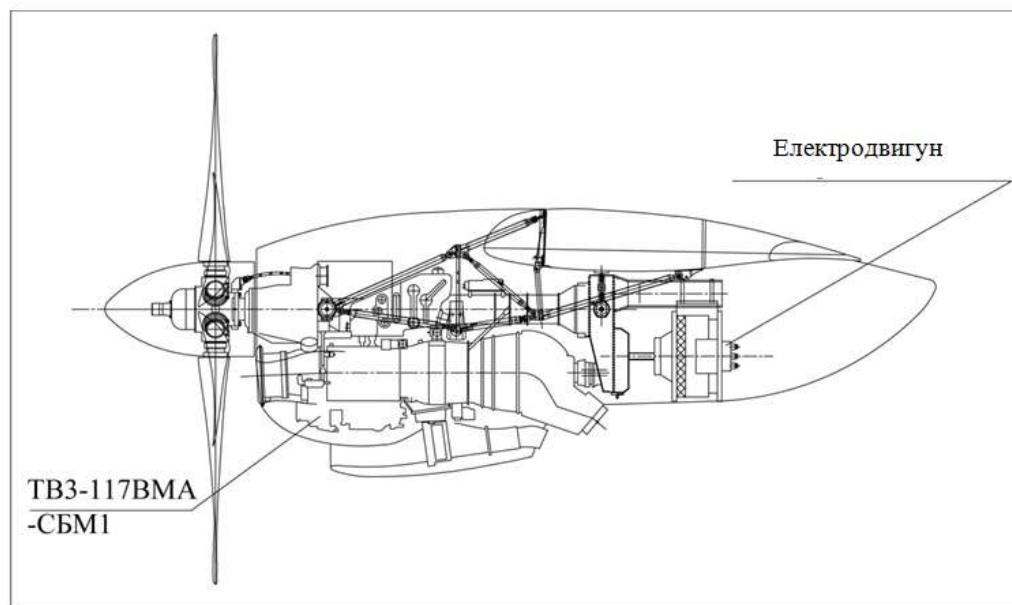


Рисунок 5.45 – Попередня схема гібридної маршової силової установки на літаку Ан-140Т

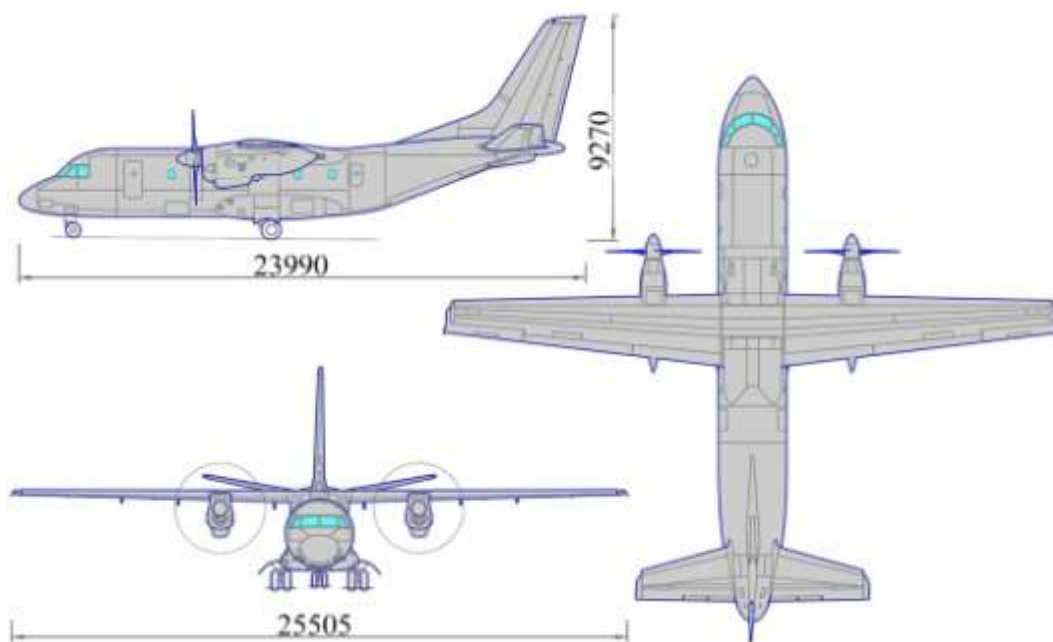


Рисунок 5.46 – Попередня схема загального виду літака Ан-140Т з гібридною маршовою силовою установкою

Як вже зазначалося, застосування електродвигунів компанії MagniX з рідинною системою охолодження потребує використання додаткових елементів – теплообмінників і радіаторів, що дозволяють підтримувати тепловий баланс як безпосередньо електродвигуна на різних режимах його роботи (силовий режим або режим генератора), так і блоку акумуляторних батарей, що вимагають суворого дотримання температурного режиму.

Принципово новою на літаку буде система електропостачання. Аналіз інших енергозалежних систем показав, що вони практично не потребують впровадження суттєвих змін.

Аналіз енергетичного балансу літака Ан-140Т

1. На літак встановлюється ГМСУ, що складається з двох газотурбінних двигунів ТВЗ-117ВМА-СБМ1 (ГТД) (злітна потужність по 2500 к.с., на НР – 2800 к.с.) і двох електродвигунів ЕД (максимальною потужністю по 285 к.с. (209 кВт)), що приводять в обертання повітряний гвинт типу АВ-14Х ($D_z = 3,93$ м) через загальний редуктор.

Ідеологія спільного застосування обох типів двигунів на різних етапах польоту:

- газотурбінні двигуни працюють на етапах зльоту, набору висоти, крейсерського польоту, зниження і посадки на відповідних режимах роботи;

- електричні двигуни виконують роль допоміжних і працюють на етапах зльоту (два ЕД на 100 % потужності), продовженого зльоту (один ЕД на 100 % потужності) і режимі набору висоти (50 % потужності); у крейсерському польоті та при зниженні електричний двигун працює в генераторному режимі, здійснюючи зарядку акумуляторних батарей;

- етап посадки і при необхідності відхід літака на друге коло проводяться з використанням обох двигунів.

2. Час роботи електродвигунів на зльоті (0,05 год) та наборі висоти (0,42 год) – 0,47 год.

3. Для *штатного зльоту* потрібну потужність 5400 к.с. забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВЗ-117ВМА-СБМ1 (ГТД) і два електричних двигуни (ЕД): 2×2500 к.с. (ГТД) + 2×200 к.с. (ЕД).

Для *набору висоти* потрібну потужність 4600 к.с. (як на Ан-140, де 2×2350 к.с. (ТВЗ-117ВМА-СБМ1)) забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і два електричних двигуни:

2×2100 к.с. (ГТД) + 2×200 к.с. (ЕД).

Для *зльоту при відмові двигуна* потрібну потужність 3085 к.с. забезпечують два двигуни – один газотурбінний ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і один електричний двигун: 1×2800 к.с. (ГТД) + 1×285 к.с. (ЕД).

4. Потрібна енергія для роботи електродвигунів у разі відмови двигуна в кінці набору з відходом на друге коло при посадці (найбільш складний випадок) – 167 кВт·год (де 15 кВт·год – на зліт протягом 0,05 год; 123 кВт·год – на набір висоти протягом 0,42 год; 29 кВт·год – на відхід на друге коло протягом 0,1 год).

Таким чином, на літаку повинна бути встановлена АКБ сумарною ємністю 167 кВт·год

5. Вага АКБ при питомій потужності 0,35 кВт·год/кг – 477 кг. Об'єм АКБ при питомій потужності 0,5 кВт·год/л – 334 л.

У таблиці 5.10 наведено основні льотно-технічні характеристики двох варіантів літака Ан-140Т – зі штатною силовою установкою з двох маршових двигунів ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і варіанту Ан-140Т-Е з ГМСУ, а також для порівняння – серійного пасажирського літака Ан-140-100.

На рис. 5.47 представлено порівняльну діаграму «Вантаж-дальність» для літаків Ан-140-100, Ан-140Т і Ан-140Т-Е.

Виходячи з одержаної оцінки, можна зробити висновок, що застосування ГМСУ на літаку Ан-140Т істотно збільшує дальність польоту. При виконанні типової тактичної задачі перевезення 5 т дальність збільшується на 1050 км.

Таблиця 5.10 – Порівняльні характеристики літаків

Літак	Ан-140-100	Ан-140Т	Ан-140Т-Е
Двигуни: – тип – злітна потужність, к.с.	ТВ3-117ВМА-С БМ1 2 × 2500/2800	ТВ3-117ВМА-С БМ1 2 × 2500/2800	ТВ3-117ВМА-СБМ1 + ЕД 2 × 2500/2800 + 2 × 285
Злітна маса, т	21,5	21,0	23,15
Маса, т – порожнього – спорядженого $K_{кр.}$ (0,45; 0,5)	13,43 12,9	13,80 11,95	14,50 11,95
Максимальне комерційне навантаження, т	6,0	6,0	7,5
Максимальний запас палива, т	4,68	4,68	4,68
Крейсерська швидкість, км/год	450	450	450
Крейсерська висота, км	5800-6600	6000	5500-6400
Максимальна крейсерська швидкість, км/год	470	470	470
Паливо АНЗ, хв. (на висоті кола)	45	45	45
Практична дальність польоту, км: – з вантажем 7,5 т – з вантажем 6 т – з вантажем 5 т – при тах запасі палива (вантаж, т) – без вантажу	- 1225 2080 3390 (3,44) 3700	- 500 1330 3260 (2,57) 3580	470 1580 2380 3040 (4,12) 3570
Середні рейсові витрати палива при вантажі 6 т: – г/т-км – кг/км – кг/год	221 1,35 564	245 1,58 579	239 1,46 615

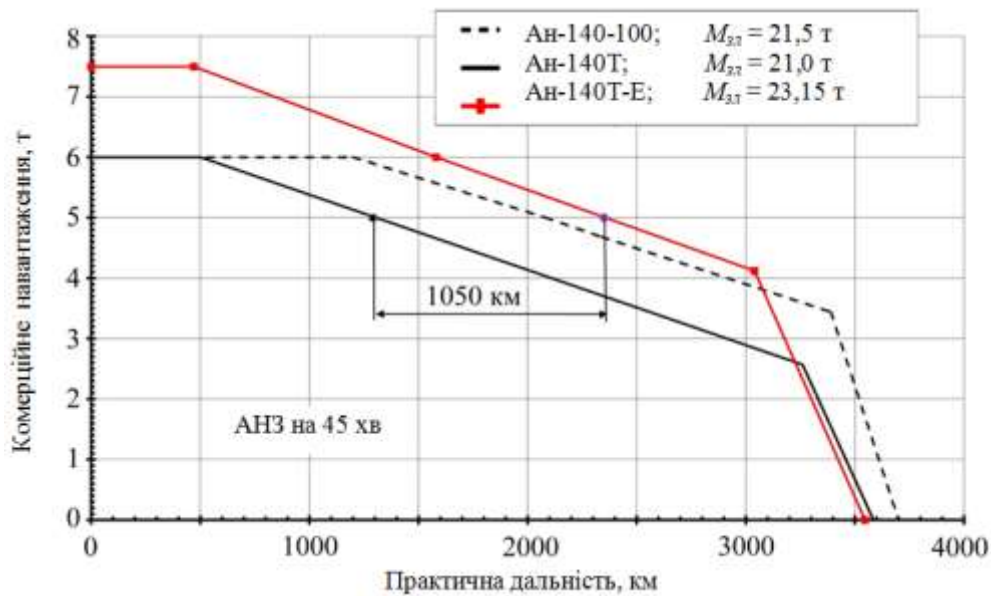


Рисунок 5.47 – Порівняльна діаграма «Вантаж-дальність» для різних варіантів літака Ан-140-100, включаючи варіант Ан-140Т-Е з гібридною маршовою силовою установкою

Таким чином, на основі аналізу результатів дослідження можливості модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 шляхом оснащення їх гібридною маршовою силовою встановлено, що:

1. Одержані при дослідженнях результати поліпшення льотних характеристик літаків пояснюються, перш за все, більш оптимальними режимами роботи газотурбінних двигунів і, відповідно, зменшеними витратами палива.

2. Сьогодні немає практично реалізованих проектів створення літаків вагової розмірності Ан-26 і Ан-140, оснащених ГМСУ. У порівнянні з теоретичними проектами (наприклад, проект створення пасажирського літака класу ATR-72-600 [144]) передбачається застосування акумуляторів з істотно більшою питомою потужністю.

3. Дослідження в повній мірі не враховує можливі проблеми, які можуть бути виявлені на етапі більш глибокого опрацювання проекту при реалізації. Можливі корективи як вагового балансу літаків, так і конфігурації мотогондол.

4. Дослідження носять попередній характер. Докладні дослідження передбачають більш глибоке конструкторське опрацювання.

5.4 Висновки по розділу

1. Автором запропоновано концепцію модернізації вітчизняного середнього транспортного літака, що істотно поліпшує його конкурентні переваги за рахунок застосування турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД).

2. Визначено взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати максимальне збільшення підйімальної сили за рахунок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

3. Проведений аналіз пов'язаних енергетичних систем літака показує на:

- значне зниження газодинамічних втрат по тракту силової установки;
- зниження експлуатаційних витрат;
- досягнення необхідних в даний час і на перспективу показників шуму на місцевості літака;
- підтверджено відсутність впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

4. Автором запропоновано концепцію застосування єдиного двигуна Д-436-148ФМ на літаках сімейства Ан-1Х8 для здешевлення їх виробництва і поліпшення злітних характеристик літаків типу Ан-148-100 і Ан-158 в порівнянні з двигуном Д-436-148Д.

5. Збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я дозволяє збільшити пасажиромісткість на 30...50 чоловік або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км.

6. Порівняння паливної ефективності літака Ан-158 з двома типами двигунів показує, що незалежно від дальності польоту, температурних і висотних умов експлуатації літак Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ має переваги за рахунок менших витрат палива на рейс і більшого максимального завантаження.

7. Порівняння річного пасажиропотоку літака Ан-158 з двома типами двигунів показує перевагу двигунів Д-436-148ФМ, які здатні на всіх відстанях і при атмосферних умовах, що підлягають аналізу, перевезти більшу кількість паса-

жирів за рахунок різниці в комерційному навантаженню літаків від 5 до 363 %.

8. Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8 показують явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, що може бути запропонована для практичної реалізації.

9. Проведено аналіз існуючих гібридних маршових силових установок, застосування яких підвищує техніко-економічний рівень літака та істотно знижує шкідливі викиди, перш за все CO_2 .

10. Автором розроблено та обґрунтовано концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки з вибором схеми ГСМУ. Вітчизняну гібридну силову установку створено на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1.

11. Проаналізовано енергетичний баланс і льотно-технічні характеристики для різних модернізованих літаків. Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-26. При цьому дальність польоту з вантажем 4560 кг збільшується на 400 км, а з вантажем 2000 кг – на 1000 км.

Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії. Показано, що застосування вітчизняної ГМСУ при виконанні типової тактичної задачі перевезення вантажу 5000 кг дає збільшення дальності польоту на 1050 км.

12. Враховуючи, що результати аналізу показують поліпшення технічного рівня літаків в частині їх льотно-технічних характеристик та відповідності сучасним і прогнозованим екологічним нормам, одержані результати можна рекомендувати для модернізації літаків Ан-26 і Ан-140.

Основні наукові результати, наведені у розділі 5, опубліковані у працях автора [21, 24–28, 30, 31], наведених в анотації.

ВИСНОВКИ

1. Визначено різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном, виявлено та уточнено втрати, пов'язані з прив'язкою двигуна на літаку.

2. Закладено наукові основи проектування повітрозабірника, визначено критичні режими, граничні умови, а також критерії оптимізації, в основі яких лежить паливна ефективність літака.

3. За результатами проведених аеродинамічних розрахунків і наступних трубних випробувань обрано конфігурацію повітрозабірника двигуна для літака Ан-148 з мотогондолою МГ-7, що забезпечує приріст аеродинамічної якості $\Delta K = 0,45$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$). Приріст якості на мотогондолі МГ-7 забезпечує зниження питомої витрати палива для літака Ан-148 на 3,7 %.

4. Визначено, що осьовий повітрозабірник, який застосовано на літаку Ан-77, характерний високими втратами повного тиску на вході у двигун, які становлять 6...8 %, що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива на таку ж величину і практично «з'їдає» більшу половину очікуваного зниження питомої витрати палива на літаку за рахунок застосування гвинтовентилятора.

5. Закладено наукові основи проектування систем підготовки повітря. Досліджено вплив настройки регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків. Визначено, що настройка регуляторів повинна знаходитися в жорстких межах або має бути передбачена автоматична корекція настройки регуляторів для утримання рівномірності повітря, що відбирається, протягом виконання польоту.

6. Визначено, що з ростом величини повітря, що відбирається, спостерігається нелінійність (в бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна і характеристики витрати палива. Це повинно враховуватися при розрахунку льотно-технічних характеристик літака, якщо не вжито заходів щодо автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Це особливо важливо при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати до 5 %.

7. Автором вирішено задачу із забезпечення працездатності системи кондиціонування при всіх режимах експлуатації, в тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата (патент автора РФ № 45016 від 10.11.2004 року).

8. Для забезпечення надійної роботи літакової системи кондиціонування повітря автором запропоновано раціональне завантаження турбохолодильної установки протягом льотної зміни з використанням зонного регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони (авторське свідоцтво учасника № 600231 від 15.06.1990 року). Дане технічне рішення впроваджено на літаках Ан-124, Ан-70, Ан-140 та сімействі літаків Ан-1Х8.

9. Автором запропоновано новий спосіб регулювання параметрами повітряно-теплової системи протиобмерзання, що істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів. На критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %. Запропоновані алгоритми закладають основу прогнозування злітно-посадкових характеристик літака при посадці в умовах обмерзання.

10. Закладено наукові основи проектування систем протиобмерзання (СПО) літаків транспортної категорії, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проектуванням протиобмерзачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака.

11. Розроблено методику розрахунку зон уловлювання і коефіцієнтів хмарних крапель.

12. Вирішено задачу розрахунку маси води, що осіла, випарувалася і затекла.

13. Розроблено методику автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів: в сухому повітрі, з водою, що осіла на протиобмерзачі, випарувалася і затекла. Одержано температурні характеристики протиобмерзачів, швидкісні та теплові характеристики повітряних потоків, маси води,

що осіла і випарувалася.

14. Розроблено методику розрахунку гофрів літакових протиобмерзачів повітряно-теплових систем, яка дозволяє проводити як перевірочні, так і проєктувальні розрахунки.

15. Розроблено математичну модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції повітряно-теплової системи протиобмерзання (ПТ СПО), що на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ СПО як циклічної, так і постійної дії, в сухому повітрі та в умовах природного обмерзання.

16. Результати виконаних проєктних робіт показали високу збіжність з результатами льотних випробувань (матеріали льотних випробувань в сухому повітрі ПТ СПО із визначення температури на поверхні 5-ої і 6-ої секцій передкрилка літака Ан-124).

17. Розроблено метод визначення основних параметрів літакових енергетично залежних систем, запропоновано алгоритми оптимізації параметрів діаметрів трубопроводів, товщин їх стінок і вибору матеріалу на різних ділянках траси, січень проводів на базі методів математичної статистики. Запропонований метод дозволяє оптимізувати параметри літакових енергетично залежних систем з нелінійними характеристиками процесів, що протікають в їх елементах.

18. Оптимізація за еквівалентною масою дозволяє врахувати аеродинамічні особливості виконання різного роду вхідних пристроїв для потреб повітряних систем, що також дозволяє вести оптимізаційну оцінку різних виконань повітряних систем за термодинамічним циклом.

19. З урахуванням накопиченого досвіду проєктування енергозалежних систем літаків транспортної категорії автором запропоновано концепцію модернізації вітчизняного середнього транспортного літака, що істотно поліпшує його конкурентні переваги за рахунок застосування турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД).

20. Визначено взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати

максимальне збільшення підйимальної сили за рахунок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

21. Проведений аналіз пов'язаних енергетичних систем літака показує на значне зниження газодинамічних втрат по тракту силової установки, зниження експлуатаційних витрат, досягнення необхідних в даний час і на перспективу показників шуму на місцевості літака. Підтверджено відсутність впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

22. Автором запропоновано концепцію застосування єдиного двигуна Д-436-148ФМ на літаках сімейства Ан-1Х8 для здешевлення їх виробництва і поліпшення злітних характеристик літаків типу Ан-148-100 і Ан-158 у порівнянні з двигуном Д-436-148Д. Виконано всебічну оцінку економічних аспектів такої модернізації.

23. Збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я дозволяє збільшити пасажиромісткість на 30...50 чоловік або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км.

24. Порівняння паливної ефективності літака Ан-158 з двома типами двигунів показує, що незалежно від дальності польоту, температурних і висотних умов експлуатації літак Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ має переваги за рахунок менших витрат палива на рейс і більшого максимального завантаження.

25. Порівняння льотного пасажиропотоку літака Ан-158 з двома типами двигунів показує перевагу двигунів Д-436-148ФМ, які здатні на всіх відстанях і атмосферних умовах, що підлягають аналізу, перевезти більшу кількість пасажирів за рахунок різниці в комерційному навантаженні літаків від 5 до 363 %.

26. Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8 показують явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, що може бути запропоновано для практичної реалізації.

27. Проведено аналіз існуючих гібридних маршових силових установок, застосування яких підвищує техніко-економічний рівень літака та істотно зни-

жує шкідливі викиди, насамперед CO₂.

28. Враховуючи зростаючі вимоги щодо зменшення шкідливих домішок для продовження життя великого парку експлуатованих літаків Ан-26 і розширення можливостей літака Ан-140, що серійно випускається, автором розроблено та обґрунтовано концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки з вибором схеми гібридної маршової силової установки (ГМСУ). Вітчизняну гібридну силову установку створено на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1.

29. Проаналізовано енергетичний баланс і льотно-технічні характеристики літаків при установці гібридної силової установки. Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-26. При цьому дальність польоту з вантажем 4560 кг збільшується на 400 км, а з вантажем 2000 кг - на 1000 км.

30. Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії. Показано, що застосування вітчизняної ГМСУ при виконанні типового тактичного завдання перевезення вантажу 5000 кг дає збільшення дальності польоту на 1050 км.

31. Враховуючи, що результати аналізу показують поліпшення технічного рівня літаків в частині їх льотно-технічних характеристик та відповідності сучасним і прогнозованим екологічним нормам, одержані результати можна рекомендувати для модернізації літаків Ан-26 і Ан-140.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика (издание третье, переработанное и дополненное). М.: Наука, 1969. 824 с.
2. Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. Издание второе перераб. и доп. М.: Наука, 1976. 280 с..
3. Альтшуль А.Д. Гидравлические сопротивления. – 2-е изд. перераб. и доп. М.: Недра, 1982. 224 с.
4. Альтшуль А.Д., Арзуманов Э.С., Везирян Р.Е. Экспериментальное исследование зависимости коэффициентов сопротивления при внезапном расширении потока от числа Re // Нефтяное хозяйство, 1967. № 4. С. 64 – 70.
5. Балабуев П. В., Бычков С. А., Гребенников А. Г. Желдоченко В. Н., Кобылянский А. А., Мялица А. К., Рябков В. И., Цепляева Т. П. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: монография / учеб. пособие. Ч.1. Харьков: «ХАИ», 2003. 454 с.
6. Батурин В. В. Основы промышленной вентиляции. М.: 1-я типография Профиздата, 1956. 528 с.
7. Баулин К.К. Исследование равномерной раздачи воздуха из прямых трубопроводов // Отопление и вентиляция. № 7. 1934.
8. Бейко И.В., Бублик Б.Н., Зинько П.Н. Методы и Алгоритмы решения задач оптимизации. К.: Вища школа, Головное изд-во, 1983. 512 с.
9. Бердников В.В. Прикладная теория гидравлических цепей. М.: Машиностроение, 1977. 192 с.
10. Большаков В.А., Попов В.Н. Гидравлика. Общий курс: Учебник для вузов. К.: Вища шк. Головное изд-во, 1989. 215 с.
11. Большев Л.Н., Смирнов Н.В. Таблицы математической статистики. – М.: Наука, 1983. 416 с.
12. Брамеллер А., Аллан Р., Хемем Я. Слабозаполненные матрицы. Анализ электроэнергетических систем / Пер. с англ. М.: Энергия, 1979. 192 с.

13. Бутаев Д.А., Колмыкова З.А., Подвида Л.Г. и др., Учебное пособие для машиностроительных вузов. М. : Машиностроение, 1972. 427 с.
14. Быков Л.Т., Ивлентьев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолётов. М.: Машиностроение, 1979. 332 с.
15. Быстров П.И., Михайлов В.С. Гидродинамика коллекторных теплообменных аппаратов. М. 1982. 223 с.
16. Быстров П.И., Михайлов В.С., Крапивин А.М., Анофриев Г.А. Исследование и расчёт гидродинамики раздающих и сборных коллекторов // Тепло-техника. М.: Энергаия, 1974. № 5. 583 с.
17. Василенко А.А. Уравнения движения жидкости в дырчатых трубопроводах с учётом закона присоединения расхода// В. кн.; Гидравлика и гидротехника. Киев: Техника, 1973. Вып. 16. С. 21-28.
18. Винничук С.Д. Методи та алгоритми вирішення задач аналізу, проектування і управління розподілом потоків в гідравлічних розподільчих мережах. Дисертація на здобуття звання доктора тех.. наук. Київ, 2006. 305 с.
19. Винничук С.Д. Оптимальное проектирование дросселей в распределительных сетях // ИПМЭ НАН Украины им. Г. Е. Пухова, 1995. 49 с.
20. Винничук С.Д., Особенности формирования уравнений второго закона Кирхгофа для задач расчета потокораспределения в распределительных системах сжимаемой жидкости // Электронное моделирование, 2008. № 6. С. 49-58.
21. Винничук С.Д., Шестаков А.А. Расчет потери давления при внезапном расширении трубопровода с учетом сжимаемости жидкости // Электронное моделирование, 2011. Том 33. № 3. С. 85–93 (Входит до міжнародних наукометричних баз Cambridge Scientific Abstracts, Inspec).
22. Винничук С.Д., Шестаков А.А. Экспериментальное определение коэффициента гидравлических потерь при докритическом и критическом истечении для выходных отверстий в приточном трубопроводе // Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Е. Пухова НАН України «Моделювання та інформаційні технології», Київ, 2009. Вип. 50. С. 57–62.
23. Винничук С.Д., Шестаков А.А., Шмырёв В.Ф., Яремийчук Т.П. Экспериментальное исследование гидравлических процессов в раздаточных тру-

бопроводах СПО / Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Е. Пухова НАН України «Моделювання та інформаційні технології», Київ, 2006. Вип. 36. С. 18–23.

24. Волинов М.А. О расчёте трубопроводов с проницаемыми стенками // Гидротехническое строительство, 1977. №7. С. 39–42.

25. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. М.: Наука, 1988. 548 с.

26. Глотов Г.Ф., Мороз Э.К. Исследование течения газа в цилиндрическом канале при внезапном расширении звукового потока // Уч. записки ЦАГИ, 1970. Том 1. №2. С. 53–59.

27. Городецкий В.А. Математическая обработка экспериментальных данных. (учебно-методическое пособие для аспирантов). Киев: Мин-во гражданской авиации СССР КИИГА, 1974. 51 с.

28. ГОСТ 8.207 – 76. Прямые измерения с многократными наблюдениями. Методы обработки результатов наблюдений.

29. ГОСТ II.002 – 73. Прикладная статистика. Правила оценки аномальности.

30. ГОСТ II.004 – 74. Прикладная статистика. Правила определения оценок и доверительных границ для параметров нормального распределения.

31. ГОСТ II.006 – 74. Правила проверки согласия опытного распределения с теоретическим.

32. Гребенников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: монография / А. Г. Гребенников. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. 532 с.

33. Гримитлин М.И. Вентиляция и отопление цехов машиностроительных заводов. М.: Машиностроение, 1978. 272 с.

34. Гримитлин М.И. Распределение воздуха в помещениях. М.: Стройиздат, 2014. С.106-108.

35. Гримитлин М.И. Раздача воздуха через перфорированные воздуховоды // Труды ЛИОТ. Л., 1960. 384 с.

36. Грицай М.А., Журавлев В.Г. Расчет потокораспределения в электрической сети по методу определяющих величин. // Электричество, 1968. № 8.

С. 17-20.

37. Грушко И.М., Сидоренко В.М. Основы научных исследований. Харьков.: Вища школа, 1983. 224 с.

38. Епифанов С. В., Пехтерев В. Д., Рыженко А. И., Цуканов Р. Ю., Шмырев В. Ф. Проектирование систем силовых установок самолетов [Текст]: монография / учеб. пособие. Харьков: «ХАИ», 2011. 511 с.

39. Зайдель А.Н. Ошибки измерений физических величин. Л.: Наука, 1974. 108 с.

40. Идельчик И.Е. Аэродинамика промышленных аппаратов. М.: Энергия 1964. 286 с.

41. Идельчик И.Е. Некоторые интересные эффекты в аэродинамике и гидравлике. М.: Машиностроение, 1982. 96 с.

42. Идельчик И.Е. Определение коэффициентов сопротивления при истечении через отверстие // Гидротехническое строительство. 1953. № 5. С. 31 – 36.

43. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям/ Под ред. М. О. Штейнберга. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.

44. Идельчик И.Е., Штейнберг М.О. О потерях полного давления в пористых цилиндрических трубах с путевым расходом // Теплоэнергетика, 1988. № 1 С. 70-72.

45. Каменев П.Н. Отопление и вентиляция. Ч. II. Вентиляция. М.: Госстройиздат, 1959. 483 с.

46. Кашеев В.А. Исследование воздухораспределителей постоянного статического давления с непрерывной попутной раздачей. Кандидатская диссертация. Киев, 1970, 184 с.

47. Керстен И.О. Определяющие насадки для измерения давлений//Промышленная аэродинамика. М.: ЦАГИ, 1959. № 15. С. 5–19.

48. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребенников. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2014. Ч. 1. 439 с.; Ч. 3. 376 с.

49. Кожевников А.С. Общие уравнения установившегося движения потока с переменным расходом и их решения // Госэнергоиздат, 1949.
50. Кондращенко В.Я. Винничук С.Д., Федоров М.Ю. Моделирование газовых и жидкостных распределительных систем. Киев: Наукова думка, 1990. 184 с.
51. Кондращенко В.Я. Структурно-декомпозиционный метод моделирования газожидкостных систем. 1. Основы метода // Электронное моделирование. 1986. № 5. С. 66-72.
52. Кондращенко В.Я., Шмырев В.Ф. К вопросу построения программной модели распределительной сети авиационной СКВ // Системы обеспечения жизнедеятельности экипажей летательных аппаратов. М. % ВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. С. 78-86.
53. Кондращенко В.Я., Винничук С.Д., Фёдоров М.Ю. Моделирование газовых и жидкостных распределительных систем. – Киев: Наукова думка, 1990. 184 с.
54. Коченов И.С. Новосельский О.Ю. Гидравлическое сопротивление каналов с проницаемой стенкой // Инженерно-физический журнал, 1969. Том 16. № 3.
55. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. М.: Высшая школа, 1988. 351 с.
56. Краснова Н.Ф. Градуировка насадков определения полного давления // Прикладная аэродинамика. М. : Высшая школа, 1974. 732 с.
57. Кривов, Г. А. Мировая авиация на рубеже XX-XXI столетий. Промышленность, рынки [Текст] / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Л. Ф. Афанасьева. Киев: КВЦ, 2003. 295 с.
58. Крумина Н.Н., Ульянов И.Е., и др. Проектирование воздухопроводов самолётных силовых установок. М.: Машиностроение, 1979. 96 с.
59. Кудерко Д.А., Тищенко И.В., Шестаков А.А. Корректность замены группы выходных отверстий в раздаточном трубопроводе одним отверстием, эквивалентным по площади/ Компрессорная техника и пневматика. М. : ул. 1-я

Бухвостова, 12/11, корп. 17, ИИЦ «КХТ», 2014. № 5. С. 35-38.

60. Левин Л.М., Малая Э.М. Исследование гидродинамики потока при внезапном расширении // Труды Гос. проект.-исслед. ин-та Востокгипрогаз, 1969. Вып. 1. С. 41-47.

61. Летные испытания самолета Ан-178, полет 140 от 13.12.2017г.

62. Лобаев Б.Н., Ральчук Н.Т. Графический расчет систем отопления, вентиляции и ограждающих конструкций здания. Киев : Госстройиздат, 1960. 68 с.

63. Максимов Г.А., Дерюгин В.В. Движение воздуха при работе системы вентиляции и отопления. Ч.II. Вентиляция. М. : Высшая школа. 1978. 272 с.

64. Максимович Н.Г. Линейные электрические цепи и их преобразования. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1961. 267 с.

65. Мальцев П.М., Емельянов Н.А. Основы научных исследований. Киев: Вища школа. 192 с.

66. Меерович И.Г., Зайчик Л.И. Гидравлическое сопротивление при движении жидкости в каналах с проницаемыми стенками // Теплофизика высоких температур, 1976. Т. 4(14). № 6. С.1222-1227.

67. Меренков А.П., Хасилев В.Я. Теория гидравлических цепей. М.: Наука, 1985. 280с.

68. Мещерский И.В. Динамика точки переменной массы (Рассуждения И. В. Мещерского). СПб.: Тип. Имп. Акад. Наук, 1897. 160 с.

69. Мещерский И.В. Уравнение движения точки переменной массы в общем случае// Изв. С.-Петербур. Политехн. ин-та, 1904. Т. ½. С. 77-118.

70. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: «Энергия», 1977. 344 с.

71. Монтгомери Д.К. Планирование эксперимента и анализ данных: Пер. с англ. Л.: Судостроение, 1980. 384 с.

72. Мышкис А.Д. Элементы теории математических моделей. М.: Том Книга, 2007. 192 с.

73. Носов М.М. Барнакова Т.С. Сопротивление входных и выходных отверстий в присутствии проходящего потока // Промышленная аэродинамика,

1959. № 15. С. 20-38.

74. Петров Г.А. Гидравлика переменной масс (Движение жидкости с изменением расхода вдоль пути) // Изд. Харьковского университета, 1964. 224 с.

75. Писсанески С. Технология разреженных матриц. / Пер. с англ. Х.Д. Икрамова и И.Е. Капорина. Под ред. Х.Д. Икрамова. М.: Мир, 1988. 410 с.

76. Поспелов Ю.И. Исследование воздухораспределителей равномерной раздачи с отделителями потока воздуха // Кандидатская диссертация, 1976. 168 с.

77. Располагаемые высотно-скоростные характеристики двигательной установки самолёта Ан-158 с двигателями Д-436-148. Т/О №158.01.6463.268. Киев, 2009.

78. Располагаемые высотно-скоростные характеристики двигательной установки самолёта Ан-158 с двигателями Д-436-148ФМ с соплом 6800 см², с/з №4/738 от 09.10.2019 г.

79. Располагаемые высотно-скоростные характеристики самолёта Ан-178 с двигателями Д-436-148ФМ. Редакция 3. Т/О № 178.01.0465.306. Киев, 2016.

80. Растрьгин Л.А. Случайный поиск. М.: Знание, 1979. 367 с.

81. Самолёт Ан-158. Летные характеристики. ИА №РИО-11-24-10, Киев, 2010.

82. Самолёт Ан-158. Летное руководство, 2010.

83. Сергеев С.П., Дильман В.В., Генншс В.С. Теоретические основы хим. технологий//Инженерно-физический журнал, 1971. Том 27. № 4. С. 564 - 571

84. Сколько стоит самолет. Обзор фирмы Airclaims [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/34/to05.html>. – 11.03.2019.

85. Сколько стоит самолет. Обзор фирмы Airclaims [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/34/to05.html>. – 11.03.2019.

86. Смыслов В.В., Константинов Ю.М. Гидравлический расчёт трубопроводов с переменной раздачей вдоль пути // В кн. Гидравлика и гидротехника. - Киев: Техника, 1972. Вып. 14. С. 24-31.

87. Соболев И.М. Точки, равномерно заполняющие многомерный куб. М.:

Знание, 1985. 32 с. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Математика, кибернетика», № 2).

88. Соболев И.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 112 с.

89. Статистические методы в инженерных исследованиях / Под ред. Г. К. Круга. М.: Высшая школа, 1983.

90. Талиев В.Н. Аэродинамика вентиляции. М.: Стройиздат, 1979. 295 с.

91. Тепло- и массообмен. Теплотехнический эксперимент: Справочник / Е.В. Аметистов, В.А. Григорьев, Б.Т. Емцев и др.; Под общ. ред. В. А. Григорьева и В. М. Зорина. – М.: Энергоиздат, 1982. 512 с. (Теплоэнергетика и теплотехника).

92. Уилсон Р. Введение в теорию графов. М.: 1-й Рижский пер., 2. 1977.

93. Федоров М.Ю. О моделировании одномерного стационарного движения сжимаемого совершенного газа с трением и теплообменом в трубе постоянного сечения // Сб. науч. тр. ИПМЭ НАН Украины. Вып.3. Львів: Світ, 1998. С. 20-24.

94. Федоров М.Ю. Разработка структурно-рекурсивных моделей теплоэнергетических систем авиационного оборудования. Дисс. канд. техн. наук: 05.13.18. Киев, 1994. 154 с.

95. Ханжонков В.И. Сопротивление истечению через отверстия в стенке в присутствии проходящего потока // Промышленная аэродинамика. М.: ЦАГИ, 1959. № 15. С. 5-19.

96. Харари Ф. Теория графов. М.: Мир, 1973. 301 с.

97. Хитрых Д. ANSYS Solutions. Инженерно технический журнал. Русская редакция. 1 (1) Осень 2005. С. 9-11.

98. Чуа Л.О., Пэн-Мин-Лин. Машинный анализ электронных схем / Пер. с англ. М.: Энергия, 1980. 638 с.

99. Шаргин Ю.М., Меркурьев А.Г. Расчет электрических режимов методом эквивалентных преобразований // Электричество, 2003. №4. С. 53-55.

100. Швец И. Т., Дыбан Е. П. Воздушное охлаждение деталей газовых

турбин. 1974 г. 488 с.

101. Шевчук Ю.И. Аналитическое и экспериментальное исследование вентиляционных воздухораспределителей с равномерной попутной раздачей через прямоугольные отверстия. Кандидатская диссертация, Киев, 1969. 168 с.

102. Шестаков А.А. Анализ возможности применения имеющихся методик расчёта для проектирования приточных трубопроводов применяемых в ВТ СПО современных самолётов / А. А. Шестаков // Промислова гідравліка і пневматика, 2008. № 21. С. 67-71.

103. Шестаков А.А. Определение потери полного давления жидкости с учетом её сжимаемости при внезапном расширении трубопровода/ А. А. Шестаков // Промислова гідравліка і пневматика, 2012. № 3. С. 42–45.

104. Шмырев В. Ф. Анализ использования методики теплового расчета гофров самолетных противообледенительных воздушно-тепловых систем в сравнении с летными испытаниями / В. Ф. Шмырев, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. Ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2012. Вып. 56. С. 26-43.

105. Шмырев В. Ф. Метод оптимизации при проектировании воздушных распределительных сетей энергетических систем самолета / В. Ф. Шмырев, А. Д. Донец // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. Ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 85. С.119-135.

106. Шмырев В. Ф. Методика и алгоритмы расчета гофров самолетных противообледенительных воздушно-тепловых систем / В. Ф. Шмырев, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. Ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 51. С. 41-64.

107. Шмырев В. Ф. Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та

им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 86. С. 25-36.

108. Шмырев В. Ф. Противообледенительные системы самолетов и вертолетов / В. Ф. Шмырев, А. К. Мялица, А. Г. Гребенников, Е. Н. Бут, Э. А. Галицын, А. В. Грайворовский, В. П. Павленко, Ю. А. Воробьев, Н. И. Мальцев, И. П. Сумцов, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный, О. П. Гвоздикова, Р. В. Гостудым // Учебник. 2013. 612 с.

109. Шмырев В. Ф. Анализ расхода воздуха в раздаточных отверстиях распределительной трубы ПТ СПО самолета с учетом докритических режимов течения / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. Ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 30. С. 90-96.

110. Шмырев В. Ф. Исследование полей температуры в зонах размещения агрегатов водовакуумных систем и методы обеспечения их потребных значений / В. Ф. Шмырев, Б. Е. Борисов, С. В. Медведев // Промислова гідравліка і пневматика. 2006. № 2. С. 22-24.

111. Шмырев В. Ф. Исследование характеристик двигателя газодинамическим способом при проведении летных испытаний самолета / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. Ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2008. Вып. 40. С. 256-270.

112. Шмырев В. Ф. Математическая модель нестационарных процессов тепло- и массообмена на наружной поверхности противообледенителей летательных аппаратов во влажном воздухе (внешняя задача) / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2010. Вып. 47. С. 5-19.

113. Шмырев В. Ф. Метод проектирования самолетных энергетически зависимых систем / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 43. С. 5-22.

114. Шмырев В. Ф. Методы автоматизированных тепловых расчетов обогреваемых поверхностей крыльев и хвостового оперения / В. Ф. Шмырев, Т. З. Елезева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2010. Вып. 48. С. 5-44.

115. Шмырев В. Ф. Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 31. С. 20-40.

116. Шмырев В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от льдообразования / В. Ф. Шмырев, А. А. Шестаков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 41. С. 204-212.

117. Шмырев В. Ф. Показатели комфорта и внутренней безопасности пассажирского салона / В. Ф. Шмырев, Н. И. Круль, С. А. Филь // «Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 2 (45). С. 81-92.

118. Шмырев В. Ф. Способ регулирования параметров воздушно-тепловой противообледенительной системы, минимизирующей величину отборов от двигателя / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2008. Вып. 39. С. 28-36.

119. Шмырев В. Ф. Экспериментальное исследование гидравлических процессов в раздаточных трубопроводах СПО / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук, А. А. Шестаков, Т. П. Яремийчук // Моделювання та інформаційні технології: зб. наук. праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України. Київ, 2006. Вип. 36. С. 18-23.

120. Шмырев В. Ф. Разработка концепции самолета Ан-188 с обеспечением существенных конкурентных преимуществ / В. Ф. Шмырев, С.А. Бычков, А. Д. Донец // Технологические системы. 2019. Вып. 4. С. 7-21.

121. Шмырев В. Ф. Тенденции в развитии оперативно-тактических транспортных самолетов / А. В. Лось, В. Ф. Шмырев, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2020. Вып. 87. С. 72-82.

122. Шмырёв В. Ф. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы Ansys: Учебное пособие / В. Н. Анпилов, А. Г. Гребенников, Ю. Н. Гермес, Д. Ю. Дмитренко, С. П. Светличный, В. Ф. Шмырёв, Ю. А. Яковлев. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. 409 с.

123. Шмырёв В. Ф. Приборы и электронные системы воздушной навигации: Учебное пособие / Шмырёв В. Ф., Шмырёв В. Ф. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. 288 с.

124. Шмырев В. Ф. Влияние настроечных характеристик регуляторов давления на величину отборов воздуха от двигателей многомоторных самолетов / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук // Промислова гідравліка і пневматика, 2003. № 1. С. 11-15.

125. Шмырёв В. Ф. Современные требования и подходы к защите электронных систем от электромагнитных воздействий полей высокой интенсивности, молний и др., а также обеспечение норм лётной годности самолётов в части повышения эффективности средств их защиты в процессе эксплуатации / В. Ф. Шмырёв, А. В. Лось // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 49. С. 13-37.

126. Шмырёв В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от ледообразования / В. Ф. Шмырёв, А. А. Шестаков // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тез. доп. Міжнарод. наук.-техн. конф., Харків, 22-23 квітня 2009 р. С. 13.

127. Шмырѐв В. Ф. Концепція формування уніфікованого парку військово-транспортних літаків державної авіації України. / В. Ф. Шмирьов, О. Д. Донець // Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах: тез. доп. XIX Наук.-техн. конф., Чернігів, 5-6 вересня 2019 р. С. 93-94.

128. Шмырѐв В. Ф. Авторское свидетельство № 160231. Система регулирования температуры воздуха в отсеке летательного аппарата / Волков В.П., Воронин В.Г., Ицкович Я.М., Рубан В.Л., Щербаков А.В., Шмырѐв В. Ф. // заявка № 4454316, 1988.

129. Шмырѐв В. Ф. Патент на полезную модель № 45016. Система кондиционирования воздуха летательного аппарата / В. П. Рубан, Г. В. Хомутов, В. Ф. Шмырѐв, А. В. Щербаков // Патентообладатель: ОАО НПО «Наука», заявка № 2004132884, F 25 B 9/00, 2004.

130. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P. Iterative Inverse Methods for Transonic Wing Design. Proceedings of the Fifth Russian-Chinese Symposium on Aerodynamics and Flight Dynamics. Pat II. May 14-16, 1997, TsAGI.

131. Desaer ATL-100. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://desaer.com.br> –2019.

132. Dieter, S. Evaluating Aircraft with Electric and Hybrid Propulsion –

133. Garrett-Glaser, B. Embraer and Brazilian Air Force to Study Joint Development of Hybrid-Electric Military Aircraft [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.aviationtoday.com/2019/12/20/embraer-brasilian-air-force-studt-joint-development-hybrid-electric-military-aircraft> – 2019

134. Meier, R. First Cessna SkyCourier has wings and fuselage joined. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airway1.com/first-cessna-skycourier-has-wings-and-fuselage-joined> –2019.

135. Norris, G. GE’s Catalyst Could Lead Way to Hybrid-Electric Power // Aviation Week & Space Technology. – 2018 – June 4-17. – p.24

136. Pernet, C. Electric Drives for Propulsion System of Transport Aircraft [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dx.doi.org/10.5772/61506> 2015.

137. Reimers, J.O. Introduction of Electric Aviation in Norway. – 74 с. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://www.semanticscholar.org/paper/INTRODUCTION-OF-ELECTRIC-AVIATION-IN-NORWAY-Arntsen-Reimers/a1c445bc65aa055b7ee2b46c130a4e29ddf2fc33> – 2018.

138. SAFRAN AND AVIATION'S ELECTRIC FUTURE // Press Kit. 2019 Paris Air Show – 2019.

139. V. F. Shmyrov, R. U. Tsukanov, A. I. Ryzhenko, V. D. Pehterev Airplane power plants systems designing Synopsis, Kharkiv «KhAI» 2010. 220 p.

140. V. Shmirov. Improving aircraft fuel efficiency by using the adaptive wing and winglets / V. Popov, V. Loginov, V. Shmyrov, Ye. Ukrainets, P. Steshenko P. Hlushchenko // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2(104).2020. Content. С. 51-59.

141. V. Shmirov. Principle of modernization ofc the aircraft An-148, An-158 and An-178 for improving their fuel efficiency and increasing. competitiveness / V Shmyrov, V. Merkulov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 3(105).2020. Content. С. 6-16.

142. V. Shmirov. Selecting the mutual arrangement of the engine and wing in a transport aircraft for short take-off and landing / V. Kudryavtsev, B. Strigun, V. 1Shmyrov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 4(106).2020. Content.C.6-16.

143. V. Shmirov. The modernization concept of aircraft An-26 and An-140 based on the use of a hybrid power system / V. Shmyrov, V. Loginov, S. Fil, A. Khaustov, O. Bondarchuk, A. Kalashnikov, G. Khmelnitsky // Східно-Європейський журнал передових технологій. 5(107). 2020. Content.C.6-17.

144. Voskuijl, M. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft / M.Voskuijl, J. van Bogaert, A. G. Rao // CEAS Aeronaut J (2018) 9:15–25. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://doi.org/10.1007/s13272-017-0272-1> –2019

145. Warwick, G. UTC'S Electric Transfomation // Aviation Week &Space Technology – 2019 – April 8-21– p.56 – 5

Додаток А**СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ*****Монографії***

1. Шмырѐв В. Ф. Airplane power plants systems designing: Конспект лекцій / В. Ф. Шмирьов, Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, В. Д. Пехтерев. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2010. 219 с. *Особистий внесок здобувача: систематизовано данні про призначення, компоновальні та принципові схеми, роботу і основні параметри, конструкції агрегатів та елементів систем СУ літаків та вертольотів.*

2. Шмырѐв В. Ф. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы Ansys: Учебное пособие / В. Н. Анпилов, А. Г. Гребенников, Ю. Н. Гермес, Д. Ю. Дмитренко, С. П. Светличный, В. Ф. Шмырѐв, Ю. А. Яковлев. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. 409 с. *Особистий внесок здобувача: проаналізовано напружено-деформований стан конструкцій авіаційної техніки за допомогою універсальної програмної система аналізу Ansys.*

3. Шмырѐв В. Ф. Приборы и электронные системы воздушной навигации: Учебное пособие / Шмырев В. Ф., Шмырев В. Ф. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. 288 с. *Особистий внесок здобувача: систематизовано застосування супутникових навігаційних систем в сучасних літакових системах, забезпечення виконання польотів в цивільній авіації та описані вимоги та підходи до захисту електронних систем від електромагнітних випромінювань та блискавки.*

4. Шмырѐв В. Ф. Проектирование систем силовых установок самолѐтов: Учебное пособие / Е. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов, В. Ф. Шмырѐв. - Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2018. 511 с. *Особистий внесок здобувача: узагальнено склад, призначення, принципи класифікації та загальні вимоги до систем СУ літаків та вертольотів.*

5. Шмырѐв В. Ф. Противообледенительные системы самолѐтов и верто-

летов: Учебник / А. К. Мялица, А. Г. Гребенников, Е. Н. Бут, Э. А. Галицын, А. В. Грайворовский, В. П. Павленко, Ю. А. Воробьев, Н. И. Мальцев, И. П. Сумцов, В. Ф. Шмырев, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный, О. П. Гвоздикова, Р. В. Гостудым. Харьков: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2013. 612 с. *Особистий внесок здобувача: систематизовано матеріал про системи протибмерзання літаків і вертольотів з урахуванням досвіду ДП «АНТОНОВ».*

Статті у наукових фахових виданнях України

6. Шмырев В. Ф. Влияние настроечных характеристик регуляторов давления на величину отборов воздуха от двигателей многомоторных самолетов / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук // Промислова гідравліка і пневматика. 2003. № 1. С. 11-15. *Особистий внесок здобувача: визначення параметрів налаштування регуляторів тиску, які забезпечують рівномірний відбір повітря від двигунів.*

7. Шмырёв В. Ф. Анализ расхода воздуха в раздаточных отверстиях распределительной трубы ПТ СПО самолёта с учетом докритических режимов течения / С. Д. Винничук, В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 30. С. 90-96. *Особистий внесок здобувача: розроблено алгоритми докритичного близькозвукового витікання повітря в розподільних трубах ПТ СПО.*

8. Шмырёв В. Ф. Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 31. С. 20-40.

9. Шмырёв В. Ф. Показатели комфорта и внутренней безопасности пассажирского салона / Н. И. Круль, С. А. Филь, В. Ф. Шмырёв // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 2 (45). С. 81-91. *Особистий внесок здобувача: запропоновано методіку*

забезпечення комфортних температурних полів в кабінах літака при виборі ТЗІ.

10. Шмырѐв В. Ф. Экспериментальное исследование гидравлических процессов в раздаточных трубопроводах СПО / С. Д. Винничук, А. А. Шестаков, В. Ф. Шмырѐв, Т. П. Яремийчук // *Моделювання та інформаційні технології: зб. наук. праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України. Київ, 2006. Вип. 36. С. 18-23. Особистий внесок здобувача: дослідження гідравлічних процесів при близькозвукових швидкостях витікання в роздавальних трубопроводах.*

11. Шмырѐв В. Ф. Исследование полей температуры в зонах размещения агрегатов водовакуумных систем и методы обеспечения их потребных значений / Б. Е. Борисов, С. В. Медведев, В. Ф. Шмырѐв // *Промислова гідравліка і пневматика. 2006. № 2. С. 22-24. Особистий внесок здобувача: запропоновано спосіб забезпечення заданих температурних полів у зонах розміщення водовакуумних систем за рахунок роботи системи рециркуляції.*

12. Шмырѐв В. Ф. Способ регулирования параметров воздушно-тепловой противообледенительной системы, минимизирующей величину отборов от двигателя / В. Ф. Шмырѐв // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2008. Вып. 39. С. 28-36.*

13. Шмырѐв В. Ф. Исследование характеристик двигателя газодинамическим способом при проведении летных испытаний самолёта / В. Ф. Шмырѐв // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2008. Вып. 40. С. 256-270.*

14. Шмырѐв В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от льдообразования / В. Ф. Шмырѐв, А. А. Шестаков // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 41. С. 204-212. Особистий внесок здобувача: запропоновано схему руху повітря у передкрилку з використанням теплового ножа та організованого скидання відпрацьованого повітря.*

15. Шмырѐв В. Ф. Метод проектирования самолётных энергетически за-

висимых систем / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2009. Вып. 43. С. 5-22.

16. Шмырёв В. Ф. Математическая модель нестационарных процессов тепло- и массообмена на наружной поверхности противообледенителей летальных аппаратов во влажном воздухе (внешняя задача) / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2010. Вып. 47. С. 5-19. *Особистий внесок здобувача: виконано аналіз зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь для різних умов польоту літака й визначено потрібні питомі витрати енергії на захист від обмерзання.*

17. Шмырёв В. Ф. Методы автоматизированных тепловых расчетов обогреваемых поверхностей крыльев и хвостового оперения / В. Ф. Шмырёв, Т. З. Елезева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2010. Вып. 48. С. 5-44. *Особистий внесок здобувача: запропоновано методи автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила та хвостового оперення, що обігриваються.*

18. Шмырёв В. Ф./ Современные требования и подходы к защите электронных систем от электромагнитных воздействий полей высокой интенсивности, молний и др., а также обеспечение норм лётной годности самолётов в части повышения эффективности средств их защиты в процессе эксплуатации / В. Ф. Шмырёв, А. В. Лось // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 49. С. 13-37. *Особистий внесок здобувача: проаналізовано шляхи забезпечення норм льотної придатності в частині підвищення засобів захисту літаків під час експлуатації.*

19. Шмырёв В. Ф. Методика и алгоритмы расчета гофров самолётных противообледенительных воздушно-тепловых систем / В. Ф. Шмырёв, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та

им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 51. С. 41-64. *Особистий внесок здобувача: розроблено алгоритми розрахунку гофрів літакових ПТ СПО.*

20. Шмырёв В. Ф. Анализ использования методики теплового расчета гофров самолётных противообледенительных воздушно-тепловых систем в сравнении с летными испытаниями / В. Ф. Шмырёв, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2012. Вып. 56. С. 26-43. *Особистий внесок здобувача: виконано аналіз льотних випробувань ПТ СПО.*

21. Шмырёв В. Ф. Разработка концепции самолёта Ан-188 с обеспечением существенных конкурентных преимуществ / В. Ф. Шмырёв, С.А.Бычков, А. Д. Донец // Технологические системы. 2019. Вып. 4. С. 7-21. *Особистий внесок здобувача: запропоновано підвищити злітні характеристики вітчизняного транспортного літака за рахунок використання турбовентиляторних двигунів.*

Статті у наукових фахових виданнях України, що входять до міжнародної науко метричної бази даних Index Copernicus

22. Шмырёв В. Ф. Метод оптимизации при проектировании воздушных распределительных сетей энергетических систем самолёта / В. Ф. Шмырёв, А. Д. Донец // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 85. С. 119-135. *Особистий внесок здобувача: запропоновано метод еквівалентних мас при побудові оптимізаційних циклів.*

23. Шмырёв В. Ф. Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. Вып. 86. С. 25-36.

24. Шмырёв В. Ф. Тенденции в развитии оперативно-тактических транспортных самолётов / А. В. Лось, В. Ф. Шмырёв, В. И. Рябков, // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2020. Вып. 87.

С.72-82. *Особистий внесок здобувача: досліджено можливість одержання конкурентних переваг вітчизняного транспортного літака.*

Статті у Східно-Європейському журналі передових технологій

ISSN 1729-3774

25. V. Shmirov. Improving aircraft fuel efficiency by using the adaptive wing and winglets / V. Popov, V. Loginov, V. Shmyrov, Ye. Ukrainets, P. Steshenko P. Hlushchenko // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2(104).2020. Content. С. 51-59. . *Особистий внесок здобувача: виконано аналіз роботи енергозалежних систем літака при використанні технології гнучкого крила.*

26. V. Shmirov. Principle of modernization ofc the aircraft An-148, An-158 and An-178 for improving their fuel efficiency and increasing. competitiveness / V Shmyrov, V. Merkulov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 3(105).2020. Content. С. 6-16. *Особистий внесок здобувача: запропоновано концепцію використання єдиного двигуна для сімейства літака Ан-1Х8.*

27. V. Shmirov. Selecting the mutual arrangement of the engine and wing in a transport aircraft for short take-off and landing / V. Kudryavtsev, B. Strigun, V. Shmyrov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 4(106).2020. Content.С.6-16. *Особистий внесок здобувача: запропоновано використовувати ефект «силового» відхилення струменя на закрилках для збереження характеристик короткого зльоту й посадки вітчизняного транспортного літака.*

28. V. Shmirov. The modernization concept of aircraft An-26 and An-140 based on the use of a hybrid power system / V. Shmyrov, V. Loginov, S. Fil, A. Khaustov, O. Bondarchuk, A. Kalashnikov, G. Khmelnsky // Східно-Європейський журнал передових технологій. 5(107). 2020. Content.С.6-17. *Особистий внесок здобувача: запропоновано підвищити злітну тягу двигуна за рахунок використання електродвигуна, враховуючи конструктивні особливості двигуна ТВЗ-117СБМ-1.*

Тези в матеріалах науково-технічних конференцій

29. Шмырѐв В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от ледообразования / В. Ф. Шмырѐв, А. А. Шестаков // тезисы доповідей. міжнародної науково-технічної конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки», Харків, 22-23 квітня 2009 р. С. *Особистий внесок здобувача: узагальнено особливості проектування передкрилків з огляду захисту крила літака від утворення льоду.*

30. Шмырѐв В. Ф. Концепція формування уніфікованого парку військово-транспортних літаків державної авіації України / В. Ф. Шмирьов, О. Д. Донець // Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах: тез. доп. ХІХ Наук.-техн. конф., Чернігів, 5-6 вересня 2019 р. С. 93-94. *Особистий внесок здобувача: сформовано й обґрунтовано принципи формування уніфікованого парку вітчизняних військово-транспортних літаків.*

Авторські свідоцтва і патенти

31. Шмырѐв В. Ф. Авторское свидетельство № 160231. Система регулирования температуры воздуха в отсеке летательного аппарата / Волков В.П., Воронин В.Г., Ицкович Я.М., Рубан В.Л., Щербаков А.В., Шмырѐв В. Ф. // заявка № 4454316, 1988. *Особистий внесок здобувача: запропоновано спосіб регулювання температури за системою кондиціонування по температурі зони літака, яка потребує максимального охолодження.*

32. Шмырѐв В. Ф. Патент на полезную модель № 45016. Система кондиционирования воздуха летательного аппарата / В. П. Рубан, Г. В. Хомутов, В. Ф. Шмырѐв, А. В. Щербаков // Патентообладатель: ОАО НПО «Наука», заявка № 2004132884, F 25 В 9/00, 2004. *Особистий внесок здобувача: запропоновано використання керованого пристрою дроселювання для забезпечення роботи турбохолодильної машини на перехідних режимах.*

Продовж. дод. А

Апробація результатів дисертації

Основні положення роботи викладено та обговорено на науково-практичних конференціях різного рівня:

1. Науково-технічний семінар Асоціації фахівців промислової гідравліки і пневматики (АС ПГП) «Сучасні проблеми промислової гідравліки і пневматики» (м. Вінниця, 3-4 квітня 2003 року; форма участі – усна доповідь);

2. VI-X Науково-технічні конференції АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Львів, 17-18 листопада 2005 року; м. Вінниця, 5-6 жовтня 2006 року; м. Мелітополь, 3-4 жовтня 2007 року; м. Кременчук, 22-23 квітня 2008 року; м. Львів, 14-15 жовтня 2009 року, відповідно; форма участі – усна доповідь);

3. Міжнародна науково-практична конференції «Сучасні технології в менеджменті» (м. Алушта, 15-21 вересня 2003 року; форма участі – усна доповідь);

4. Міжнародна науково-технічна конференція «Промислова гідравліка і пневматика», присвяченій 100-річчю від дня народження професора Т. М. Башти (м. Київ, 17-18 лютого 2004 року; форма участі – усна доповідь);

5. XI Міжнародна конференція «Гідромеханіка в інженерній практиці» (м. Київ, 22-26 травня 2006 року; форма участі – усна доповідь);

6. XI Міжнародний конгрес двигунобудівників (м. Харків, 13-18 вересня 2006 року; форма участі – усна доповідь);

7. Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 22-23 квітня 2009 року; форма участі – публікація тез);

8. XIX Науково-технічна конференція «Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах» (м. Чернігів, 5-6 вересня 2019 року; форма участі – публікація тез);

9. Міжнародна науково-технічна конференція «Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки» (м. Київ, 10 жовтня 2019 року; форма участі – публікація тез).

10. Науково-технічна Рада ДП «Антонов» (Київ, 2015-2020 рр., форма участі – усна доповідь);

11. Науково-технічні семінари кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (Харків, 2015-2020 рр., форма участі – усна доповідь).

Додаток Б

АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЇ



АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи здобувача наукового ступеня доктора технічних наук Шмирьова Володимира Федоровича на тему:
«Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії»

Дисертаційну роботу присвячено розробленню наукових основ проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії з оптимізацією за еквівалентною масою, включаючи повітрязабірники, та закладено наукові основи проектування систем протиобмерзання літаків, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проектуванням протиобмерзачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака.

Цей акт складений в тому, що на базі розроблених в дисертації Шмирьова В.Ф. наукових основ проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії на ДП «АНТОНОВ» впроваджені наступні результати:

- Закладено наукові основи проектування повітрязабірника, визначено критичні режими, граничні умови, а також критерії оптимізації, в основі яких лежить паливна ефективність літака.
- Закладено наукові основи проектування систем підготовки повітря. Досліджено вплив настройки регуляторів тиску повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків
- Вирішено задачу із забезпечення працездатності системи кондиціонування при всіх режимах експлуатації, в тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата (патент автора РФ № 45016 від 10.11.2004 року).
- Для забезпечення надійної роботи літакової системи кондиціонування повітря автором запропоновано раціональне завантаження турбоохолодильної установки протягом льотної зміни з використанням зонного регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони (авторське свідоцтво учасника № 600231 від 15.06.1990 року). Дане технічне рішення впроваджено на літаках Ан-124, Ан -70, Ан-140 та сімействі літаків Ан-1Х8.
- Запропоновано новий спосіб регулювання параметрами повітряно-теплової системи протиобмерзання, що істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів. На критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %. Запропоновані алгоритми закладають основу прогнозування злітно-посадкових характеристик літака при посадці в умовах обмерзання при заходах на посадку.
- Закладено наукові основи проектування систем протиобмерзання (СПО) літаків транспортної категорії, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проектуванням протиобмерзачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака.
- Розроблено математичну модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції повітряно-теплової системи протиобмерзання (ПТ СПО), що на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ СПО як циклічної, так і постійної дії, в сухому повітрі та в умовах природного обмерзання.
- Розроблено метод визначення основних параметрів літакових енергетично залежних систем, запропоновано алгоритми оптимізації параметрів діаметрів трубопроводів, товщин їх

стінок і вибору матеріалу на різних ділянках траси, січення проводів на базі методів математичної статистики. Запропонований метод дозволяє оптимізувати параметри літакових енергетично залежних систем з нелінійними характеристиками процесів, що протікають в їх елементах.

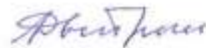
- З урахуванням накопиченого досвіду проектування енергозалежних систем літаків транспортної категорії автором запропоновано концепцію модернізації вітчизняного середнього транспортного літака, що істотно поліпшує його конкурентні переваги за рахунок застосування турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД).

- Запропоновано концепцію застосування єдиного двигуна Д-436-148ФМ на літаках сімейства Ан-1Х8 для здешевлення їх виробництва і поліпшення злітних характеристик літаків типу Ан-148-100 і Ан-158 у порівнянні з двигуном Д-436-148Д. Виконано всебічну оцінку економічних аспектів такої модернізації.

- Враховуючи зростаючі вимоги щодо зменшення шкідливих домішок для продовження життя великого парку експлуатованих літаків Ан-26 і розширення можливостей літака Ан-140, що серійно випускається, автором розроблено та обґрунтовано концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки з вибором схеми гібридної маршової силової установки (ГМСУ). Вітчизняну гібридну силову установку розглядається створити на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1.

Використання запропонованих методів в практиці проектування та створення сучасних літаків транспортної категорії є важливим етапом в подальшому розвитку авіаційної техніки з метою: підвищення рівня економічності й екологічності пасажирських перевезень; збільшення можливості виконання пасажирських перевезень в складних умовах експлуатації; підвищення рівня комфорту та безпеки пасажирів; розширення ринків експлуатації літаків.

Головний конструктор, к.т.н.



О.З. Двейрін

Головний конструктор, к.т.н.



С.А. Філь

Головний конструктор, к.т.н.



В.П. Ішук



АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи здобувача наукового ступеня доктора технічних наук Шмирьова Володимира Федоровича на тему:

«Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії»

Цей акт складений в тому, що на базі розроблених в дисертації Шмирьова В.Ф. наукових основ проектування та створення енергозалежних систем літаків транспортної категорії в ДП «Івченко-Прогрес» впроваджені наступні результати:

- впроваджена методика корекції висотно-швидкісних характеристик двигунів за результатами льотних випробувань силової установки літака з визначенням величин вхідного та вихідного імпульсів та досліджень тягово-витратних характеристик авіаційного двигуна;
- використані результати оптимізації повітрозбірника турбовентиляторного двигуна для розробки рекомендацій при його проектуванні;
- використані результати вивчення особливостей роботи осьового повітрозбірника з урахуванням обтікання мотогондоли в цілому та з відривом потоку від внутрішньої поверхні повітрозбірника, з метою зменшення втрат повного тиску на вході у двигун;
- разом з фахівцями ДП «АНТОНОВ» виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик літаків та двигуна при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8, які показали явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, яка може бути запропонована для практичної реалізації;
- розглянуто створення гібридної маршової силової установки для літаків Ан-26 та Ан-140 на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1 для поліпшення льотних характеристик літаків, що пояснюються, перш за все, більш оптимальними режимами роботи газотурбінних двигунів і, відповідно, зменшеними витратами палива.

Використання запропонованих методів в практиці проектування, створення та дослідження сучасних двигунів для літаків транспортної категорії є важливим етапом в подальшому розвитку авіаційної техніки з метою: підвищення рівня безпеки, економічності й екологічності транспортних і пасажирських перевезень, підвищення рівня комфорту пасажирів, розширення ринків збуту і експлуатації літаків.

Перший заступник директора підприємства,
Головний конструктор, к. т. н.

 В.М. Меркулов

ЗАТВЕРДЖУЮ

Ректор Національного аерокосмічного
університету ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»



професор

М.В. Нечипорук

2020р.

про впровадження результатів дисертаційної роботи В.Ф. Шмирьова
**«Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем
літаків транспортної категорії»** в навчальний процес Національного
аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

Запропоновані автором основи проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії з оптимізацією за еквівалентною масою, включаючи повітрозбірники, та закладені наукові основи проектування систем протиоблідування літаків, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проектуванням протиоблідувачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака включені в навчальні програми курсів «Конструювання елементів авіаційної техніки», «Конструювання агрегатів авіаційної техніки», «Загальне проектування літаків і вертольотів», а також в завдання для виконання студентами дипломних проєктів бакалаврів та магістрів ХАІ.

Результати роботи Шмирьова Володимира Федоровича увійшли до підручника, конспекту лекцій та учбових посібників, котрі використовуються в навчальному процесі на кафедрі проектування літаків та вертольотів:

1. Противообледенительные системы самолетов и вертолетов : [учебник] / А. К. Мяслица, А. Г. Гребеников, Е. Н. Бут, Э. А. Галицын, А. В. Грайворонский, В. Н. Павленко, Ю. А. Воробьев, Н. И. Мальцев, И. П. Сумпов, В. Ф. Шмырев, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный, О. П. Гвоздочкова, Р. В. Гостудым; под ред. А. Г. Гребеникова. – Харьков. – Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2013. – 613 с.

2. Проектирование систем силовых установок самолетов : конспект лекций / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов, Шмырев В.Ф. – Х. – Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2011. – 512 с.

3. Airplane Power Plants Systems Designing : synopsis / V. F. Shmyrov, R. U. Tsukanov, A. I. Ryzhenko, V. D. Pehterev. – Kharkiv. – National Aerospace University "KhAI", 2010. – 220 p.

4. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы ANSYS : учеб. пособие / В. Н. Аншилов, А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, Д. Ю. Дмитренко Светличной С.П., Шмырев В.Ф., Яковлев Ю.А. ; М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", Авиаци. науч. – техн. о-во с огранич. отв. "КНХ", Представительство фирмы ANSYS Inc. – Х. – Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2008. – 410 с.

5. Приборы и электронные системы воздушной навигации : [учебное пособие] / В. Ф. Шмырев, В. Ф. Шмырев. – Х. – Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2008. – 288 с.

Впроваджені в навчальний процес результати дисертаційної роботи Шмирьова Володимира Федоровича дозволяють підвищити якість підготовки фахівців в галузі створення авіаційної та ракетно-космічної техніки.

Завідувач кафедри проектування літаків
та вертольотів, д.т.н., професор

О.Г. Гребеников

Доцент кафедри проектування літаків
та вертольотів, к.т.н., доцент

А.М. Гуменный