

Міністерство освіти і науки України
Національний авіаційний університет

ШМИРЬОВ ВОЛОДИМИР ФЕДОРОВИЧ



УДК 629.7.01

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

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Автореферат

Дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ – 2020

Дисертацією є рукопис

Роботу виконано на Державному підприємстві «АНТОНОВ»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ»

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор
Гребеніков Олександр Григорович,
Національний аерокосмічний університет
ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний
інститут» Міністерства освіти і науки України,
завідувач кафедри проектування літаків і вертольотів.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук
Кравченко Ігор Федорович,
Державне підприємство «Запорізьке
машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес»
імені академіка О. Г. Івченко»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ»,
директор підприємства, генеральний конструктор;

доктор технічних наук, професор
Кривов Георгій Олексійович,
Публічне акціонерне товариство «Український
науково-дослідний інститут авіаційної технології»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ»,
голова правління - генеральний директор;

доктор технічних наук, професор
Дмитрієв Сергій Олексійович,
Національний авіаційний університет
Міністерства освіти і науки України,
професор кафедри підтримання льотної
придатності повітряних суден

Захист відбудеться «__» _____ 20__р. о __-__⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06 при Національному авіаційному університеті за адресою: 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1, корп. 11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитися в науково-технічній бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1.

Автореферат розіслано «__» _____ 20__ р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06,
кандидат технічних наук, с.н.с.



О. Ю. Корчук

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми дослідження. При проектуванні сучасних літаків велике значення приділяється їх енергоефективності й, зокрема, зменшенню кількості повітря, яке відбирається від маршових силових установок (СУ) на літакові потреби. Відомо, що при цьому потужність двигуна істотно знижується (на 1...1,5 % при відборі потужності на гідросистему, 2...2,5 % при відборі потужності на систему електрозабезпечення, 3...5 % при відборі потужності на повітряні системи). Основними споживачами повітря є комплексна система кондиціонування повітря (СКП) та повітряно-теплова система протиобмерзання літака (ПТ СПО), яка забезпечує підведення необхідної кількості тепла до заданої поверхні протиобмерзача. Зменшення кількості повітря, яке відбирається від маршової СУ на потреби цих систем при збереженні їх ефективної роботи, є актуальною задачею (рис. 1).

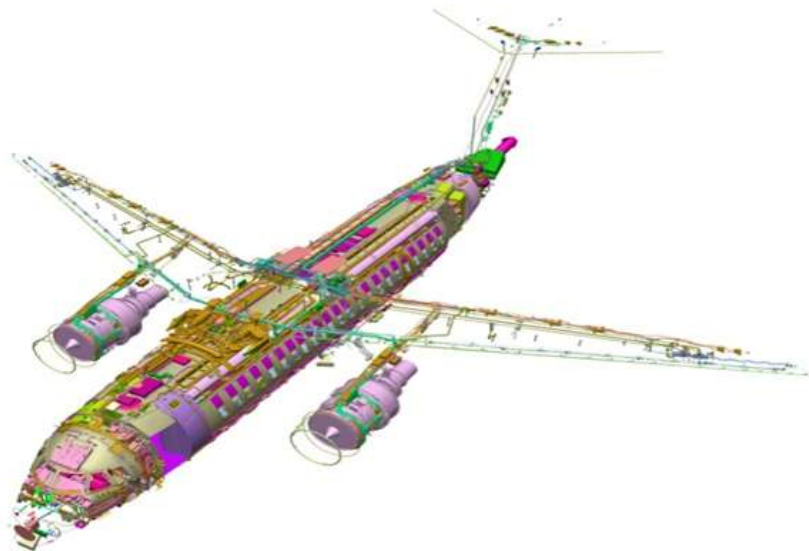


Рисунок 1 – Розміщення енергетично залежних систем на літаку

Важливим етапом після вибору двигуна є пошук шляхів збереження його потужності, пов'язаних зі створенням мотогондoli на досягнення мінімальних втрат енергетики на зовнішню аеродинаміку і втрат по газодинамічному тракту. Вибір вхідного пристрою є предметом комплексних досліджень, що враховують не тільки вимоги забезпечення найкращих умов роботи двигунної установки, але й характеристики літака в цілому.

Комплексні СКП та ПТ СПО сучасних літаків є складними технічними системами, призначеними для підготовки повітря потрібної кондиції та роздавання його споживачам, 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'язано з виконанням ряду складних вимог. Математичні моделі процесів в елементах системи в більшості випадків мають складну структуру, де перепад тиску не можна описати явною залежністю.

Розглянуті в даній роботі системи й процеси характеризуються як складні, що зумовлює необхідність системного підходу при їх вивченні, який включає багатокритеріальність, багатофакторність, адекватний метод опису, ефективність застосовуваних моделей.

Одержання математичних моделей базується на прийнятих передумовах множинного регресивного аналізу відносно модельованої реальної дійсності, що зумовлює обґрунтованість одержаних результатів і властивостей моделей та забезпечує вирішення реальної задачі. Створення методів побудови математичних моделей за результатами проведення багатофакторного чисельного експерименту дозволяє систематизувати й формалізувати процеси, що протікають.

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 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 повітрязабірників в повітряних системах, оскільки для конкретного літака топографія трас систем залишається незмінною й енергетичні витрати на літакові потреби, як правило, не змінюються.

Дана робота присвячена розробці методології проектування енергозалежних систем літака, спрямованої на підвищення енергоефективності пов'язаних з двигуном систем (повітряних, гідравлічних, електрозабезпечення), загальним для яких є жорстка топологія прив'язування їх до літака, що дозволяє оптимізувати їх за установчою або еквівалентною масою. Також в роботі розглянуто методи проектування ключових елементів систем (захищуваних несних поверхонь літака, структурного формування повітряних систем та способів їх керування), що дозволяє 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, кондиціонування, протиобмерзання, а також розподільних мереж повітряних, гідравлічних і електричних систем та структурного аналізу модифікацій літака, пов'язаних із заміною двигуна.

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 роботи полягає у вирішенні актуальної й важливої науково-прикладної проблеми з дослідження характерис-

тик «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 були сформульовані та вирішені такі задачі:

1. Виконати аналіз тягово-витратних характеристик газотурбінного двигуна й оцінити різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном.
2. Дослідити фактори, що впливають на формування повітрязбірника двигуна та забезпечують його максимальну ефективність.
3. Виконати аналіз впливу відборів повітря на тягові характеристики СУ.
4. Виконати аналіз структур СКП як одного з основних споживачів 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 ПТ СПО 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 СУ.
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 (ЛТХ) 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 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 вивченні 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 СУ, яка дозволяє покращити ЛТХ 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; [4] – узагальнено склад, призначення, принципи класифікації та загальні вимоги до систем СУ літаків та вертольотів; [5] – систематизовано матеріал про системи протиобмерзання літаків і вертольотів 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 методіку 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 метод еквівалентних мас при побудові оптимізаційних циклів; [23] – запропоновано підвищити злітні характеристики вітчизняного транспортного літака за рахунок використання турбовентиляторних двигунів;

[24] – досліджено можливість одержання конкурентних переваг вітчизняного транспортного літака; [25] – виконано аналіз роботи енергозалежних систем літака при використанні технології гнучкого крила; [26] – запропоновано використовувати ефект «силового» відхилення струменя на закрилках для збереження характеристик короткого зльоту й посадки вітчизняного транспортного літака; [27] – запропоновано підвищити злітну тягу двигуна за рахунок використання електродвигуна, враховуючи конструктивні особливості двигуна ТВЗ-117СБІ-1; [28] – запропоновано концепцію використання єдиного двигуна для сімейства літака Ан-1Х8; [29] – узагальнено особливості проектування передкрилків з огляду захисту крила літака від утворення льоду; [30] – запропоновано концепцію формування парку військово-транспортних літаків Державної авіації України; [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 турбохолодильної машини на перехідних режимах.

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

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і задачі дослідження, визначено наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, особистий внесок автора, наведено відомості про апробацію, публікації, структуру та обсяг роботи.

У першому розділі проведено аналіз сучасного стану наукових основ проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії, який виявив широке коло наукових дисциплін, задіяних в описі фізичних процесів функціонування енергозалежних систем (аеродинаміки, газової динаміки, теплофізики, міцності, математичної статистики та інших).

Проведений аналіз методів проектування літаків транспортної категорії показав на необхідність розробки науково-обґрунтованої методології проектування енергозалежних систем літака, спрямованої на підвищення енергоефективності пов'язаних з двигуном систем (повітряних, гідравлічних, електрозабезпечення), які завдяки жорсткій топології прив'язування їх до літака можна оптимізувати за установчою або еквівалентною масою (рис. 2).

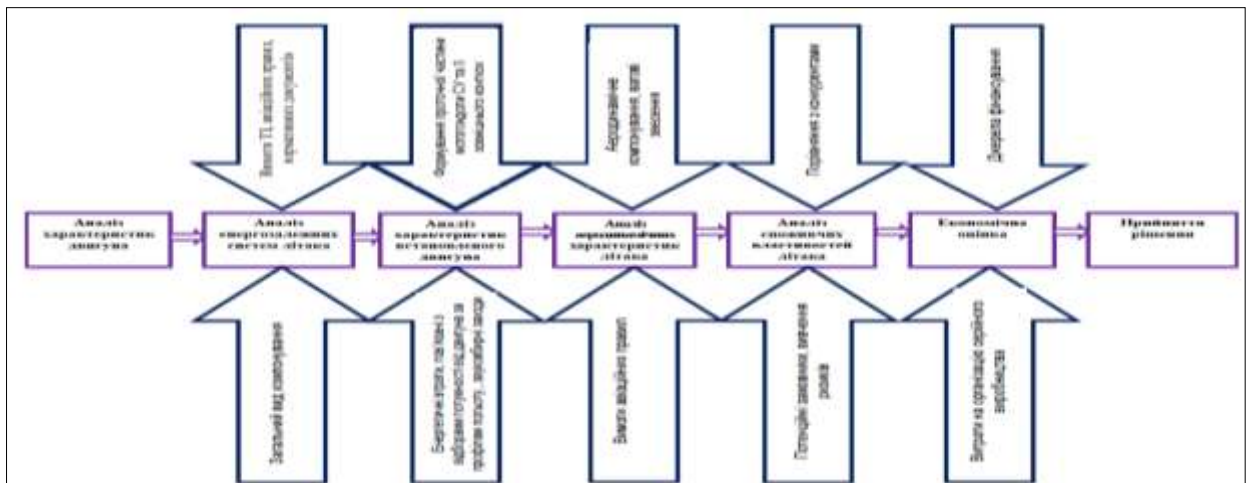


Рисунок 2 – Послідовність кроків при проектуванні літаків нової генерації

На основі проведеного аналізу методів створення енергозалежних систем літака сформульовано мету і задачі дисертації.

У другому розділі виконано дослідження характеристик двигуна газодинамічним способом при проведенні льотних випробувань літака.

Для оптимізації мотогондолої важливе значення мають достовірні висотно-швидкісні характеристики (ВШХ) двигуна в складі конкретної СУ, оскільки втрата кожного відсотка тяги позначається на характеристиках літака (рис. 3).



Рисунок 3 – Установлення гребінок приймачів тиску у повітрозбірнику (а) і соплі вентиляторного контуру двигуна (б)

При оптимізації аеродинамічного компонування літака актуальними задачами є оптимізація повітрозабірника турбовентиляторного двигуна (ТВД), геометрії входної губи, площі входного січення та його довжини. Необхідно забезпечити плавність входу потоку повітря у двигун на всіх режимах його роботи та при різних еволюціях літака і при цьому звести до мінімуму його вплив на загальну аеродинамічну якість літака.

Проектований повітрозбірник повинен мати мінімальні гідравлічні втрати на вході у двигун, мінімальний опір при зовнішньому обтіканні та мінімальну установчу вагу.

Для пасажирського літака однією з головних характеристик є часова витрата палива в крейсерському польоті, що зумовлює необхідність мінімізувати як зовнішні аеродинамічні втрати, так і внутрішні гідравлічні. З цієї позиції необхідно зменшувати площу входного «горла» і довжину повітрозабірника. Але при цьому будуть зростати втрати на вході внаслідок збільшення швидкості, а також можлива поява зривів при еволюціях літака, а також зменшується звуковбирна площа. На ДП «АНТОНОВ» виконана робота з пошуку найбільш прийняттого повітрозабірника для літака Ан-148 з використанням рівнянь Нав'є-Стокса для в'язкої рідини в тривимірному просторі. Результати тривимірного газодинамічного розрахунку двох варіантів повітрозбірників мотогондол МГ-5 і МГ-7 (рис. 4) представлено на рис. 5.



Рисунок 4 – Вертикальне (а) та горизонтальне (б) сечення повітрязбірників мотогондол МГ-5 і МГ-7

З метою вивчення обтікання мотогондол МГ-5 і МГ-7 та врахування впливу крила і реактивного струменя двигуна проведена серія продувань в аеродинамічній трубі АДТ-106М на моделі літака Ан-148 (рис. 6).

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

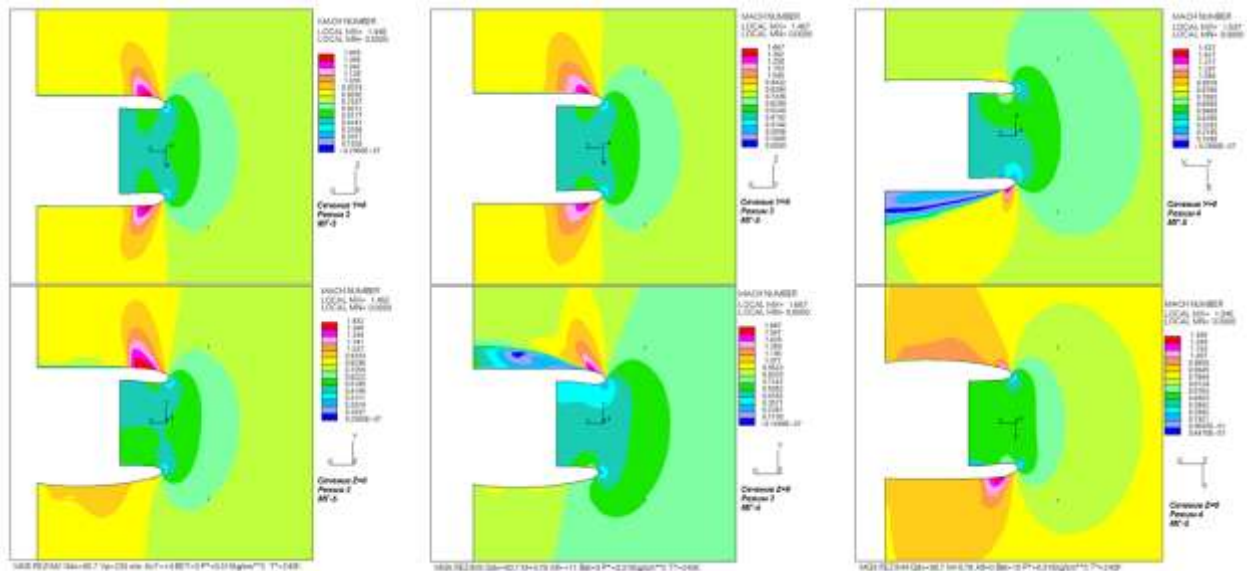


Рисунок 5 – Розподіл числа Маха для різних розрахункових режимів мотогондол МГ-5 і МГ-7

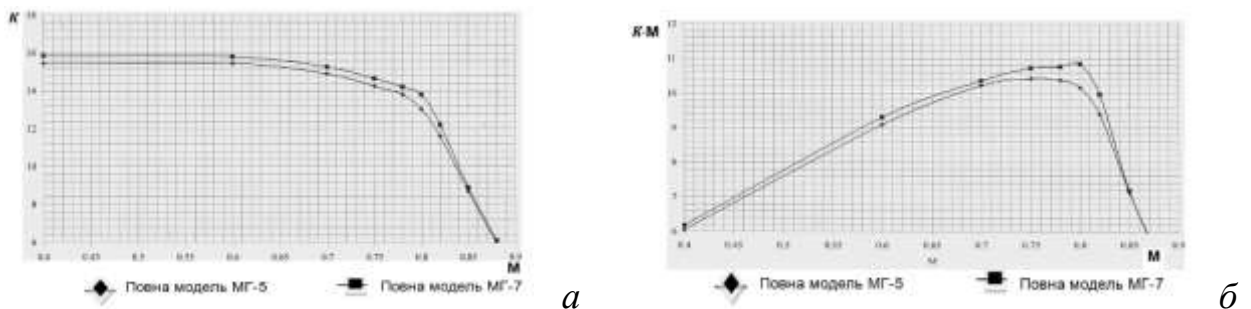


Рисунок 6 – Залежності аеродинамічної якості K (а) та параметра аеродинамічної дальності $K \cdot M$ (б) від числа Маха M ($C_y = 0,45$)

Перевагою осевого повітрязбірника є можливість проектування мотогондолою з мінімальною площею січення за міделем, що позитивно позначається на загальному опорі літака. Такий повітрязбірник створений на вітчизняному турбовентиляторному транспортному літаку (рис. 7).

Представлена конструкція піддавалася всебічним льотних випробуванням з метою аналізу впливу швидкості польоту (числа M), режиму роботи двигуна та інших факторів на параметри повітряного потоку на вході у двигун. Виконано оцінку коефіцієнта відновлення повного тиску та окружної нерівномірності тиску на вході у двигун.

Проведено всебічне вивчення роботи осевого повітрязбірника на мотодвигунному стенді. Виявлено, що при імітації попадання в переохоложену хмару має місце утворення льоду на внутрішніх каналах повітрязбірника за гвинтовентилятором безпосередньо на вході у двигун (рис. 8). Це викликано характером обтікання мотогондолою в цілому та відривом потоку від внутрішньої поверхні повітрязбірника, що призводить до місцевого гальмування потоку і, як наслідок, осідання льоду.

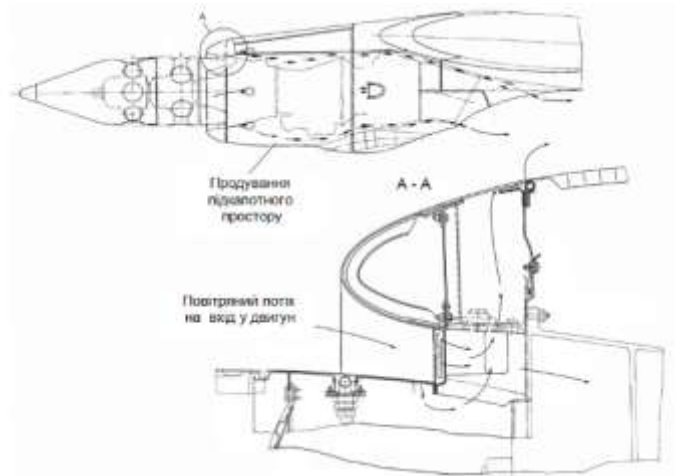


Рисунок 7 – Повітрязбірник на турбовентиляторному літаку



Рисунок 8 – Відкладення льоду на внутрішніх каналах повітрязбірника

Встановлено, що осевий повітрязбірник має високі втрати повного тиску на вході у двигун ($K_{вх}$ становить 6...8 %), що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива.

Розглянуто вплив настроювальних параметрів регуляторів тиску на величину відборів повітря від компресорів двигунів, що забезпечує система підготовки повітря (рис. 9). 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.

Із зростанням величини відбору повітря спостерігається нелінійність (в бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна і витрати палива, що повинно враховуватися при розрахунку ЛТХ літака, якщо не вжито заходів з автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Даний факт особливо важливий при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати до 5 %.

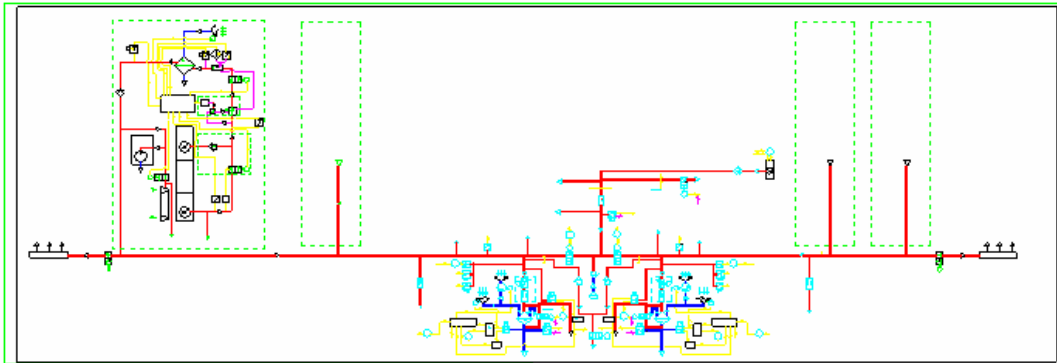


Рисунок 9 – Пневматична схема системи підготовки повітря

Розглянуто оптимізацію структури СКП літального апарату. 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.

Автором запропоновано технічне рішення [32], що полягає в забезпеченні безаварійної роботи при всіх режимах експлуатації турбоохолодильної машини, виконаної на газових опорах. Виконано оптимізацію СКП для раціонального використання її холодопродуктивності.

Для забезпечення надійної роботи літакової СКП необхідно раціональне завантаження турбоохолодильної установки протягом льотної зміни. Оберти турбоохолодильника в режимі охолодження можуть досягати 60000 об/хв, причому для забезпечення його ресурсних показників важливо мати якомога менше критичних обертів. Для цього автором запропоновано максимально використовувати зонне регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони [31].

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

Забезпечення потрібного розподілу витрат повітря по споживачах в СКП виконуються на базі газодинамічних розрахунків на програмних комплексах. У повітряних мережах зберігається досить високий рівень швидкостей (до 150 м/с), що зумовлює необхідність враховувати і стисливість газу.

Зважаючи на дискретні значення діаметрів, які застосовуються 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. 10). Товщина пакету формується потрібною величиною додаткового опору. Одночасно такий пристрій виконує й функцію шумоглушіння потоку.

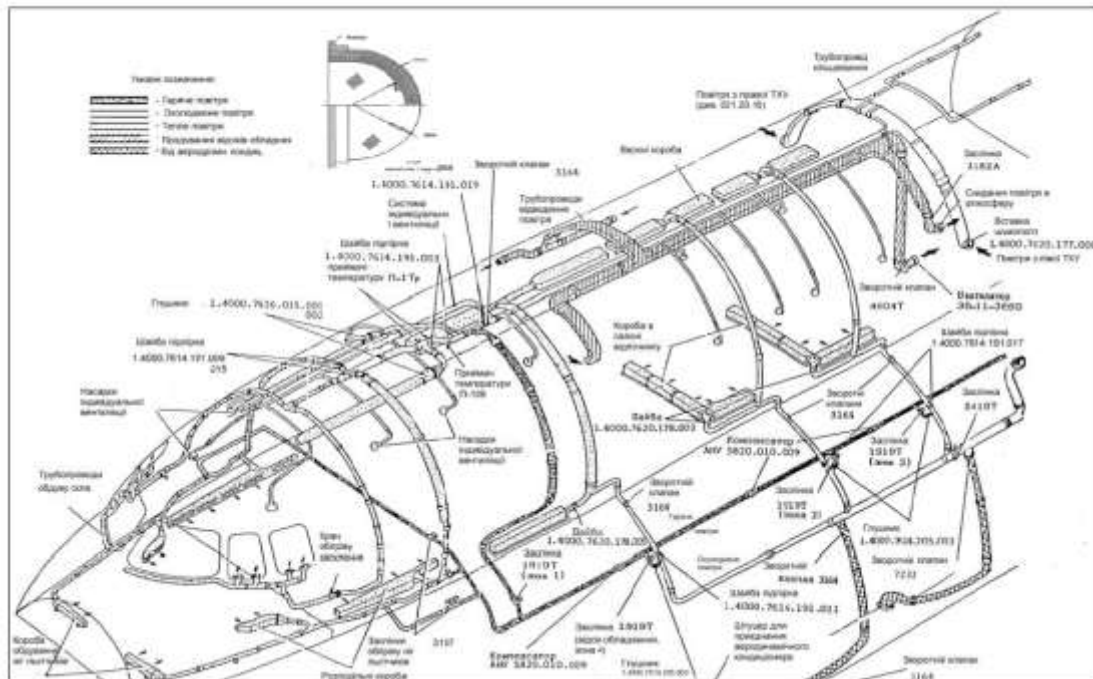


Рисунок 10 – Система кондиціонування повітря КЕ літака Ан-124

Сучасні цифрові системи регулювання забезпечують можливість корекції потрібного тиску за температурою зовнішнього повітря і фактичною температурою на поверхні, що захищається. В роботі запропоновано закони настройки кранів-регуляторів ПТ СПО. Ефективність алгоритмів підтверджена результатами льотних випробувань (рис. 11).

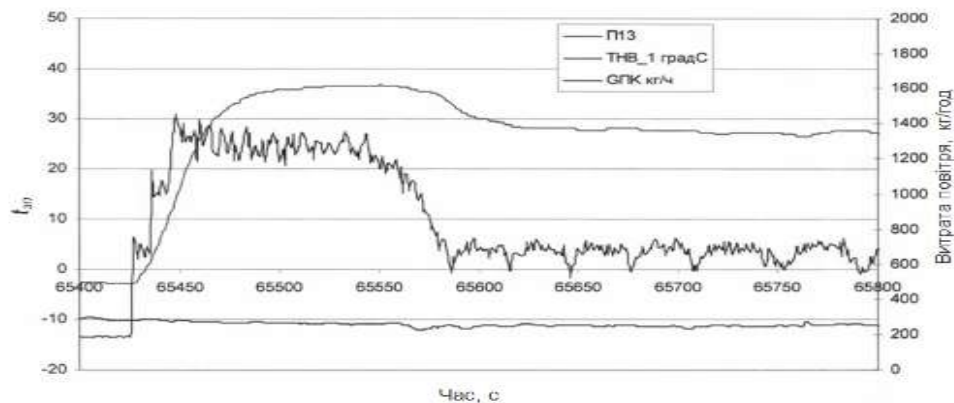


Рисунок 11 – Фрагмент запису роботи корекції витрати повітря, що подається, для забезпечення потрібного перепаду температури на поверхнях, які захищаються

У третьому розділі закладено основи проектування систем протиобмерзання (СПО) літаків транспортної категорії на основі досвіду ДП «АНТОНОВ».

Особлива увага до СПО літака пов'язана з їх високою часткою в енергетичному балансі літака, а також з безпекою виконання польотів.

При проектуванні СПО 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 захищених поверхонь.

Розглянуто математичну модель нестационарних (змінюваних у часі) процесів тепло- і масообміну на зовнішній поверхні протиобмерзачів літальних апаратів у вологому повітрі («зовнішня» задача).

Описано етапи створення розрахункових методів з визначення кількості та форми льоду, а також параметрів плівки води на протиобмерзачах літальних апаратів та їх теплового стану від і до початку включення СПО.

Запропоновано методику автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів (в сухому повітрі, з осілюю на протиобмерзач водою, якщо вода випарувалася та затекла). Об'єкт дослідження - елементи, що включають в себе протиобмерзач з льодом (або без нього), гофри, камеру, канал, розподільні та підвідні трубопроводи, циклічні клапани. Розрахунковий елемент - ділянка конструкції ПТ СПО від входу гарячого повітря в розподільну трубу по осі Z до останнього розрахункового січення (рис. 12).

За результатами розрахунків одержано:

- повну температурну характеристику протиобмерзачів в «сухому» повітрі та умовах природного обмерзання (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, яка осіла і випарувалася, а також води, яка затекла за поверхні, що обігріваються.

Запропоновано методику і алгоритми розрахунку гофрів літакових ПТ СПО (рис. 13), які дозволяють проводити як перевіірочні, так і проекту-

вальні розрахунки. Методика заснована як на теоретичних залежностях, так і на залученні експериментальних даних паралельно розрахунку газодинамічних вимірів, що забезпечує високу точність одержуваних результатів. При проведенні розрахунків враховується метод виміру перепадів тисків у вихідних отворах і тип завдання вихідних коефіцієнтів опору повітря в отворах.

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 .

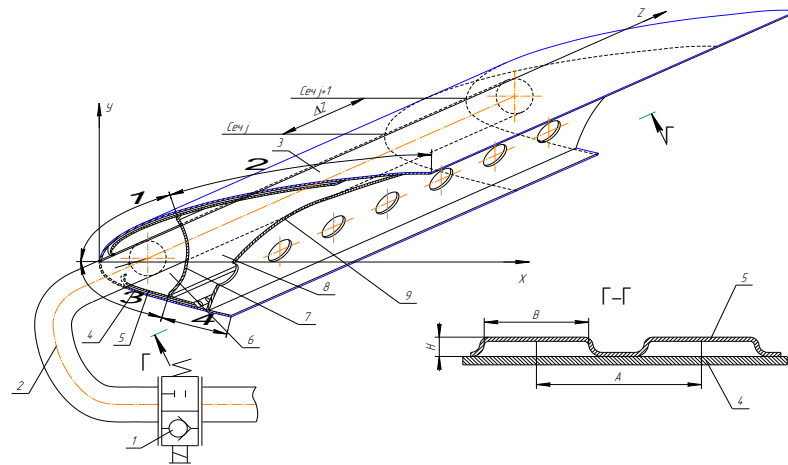


Рисунок 12 – Розрахунковий елемент ПТ СПО:

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

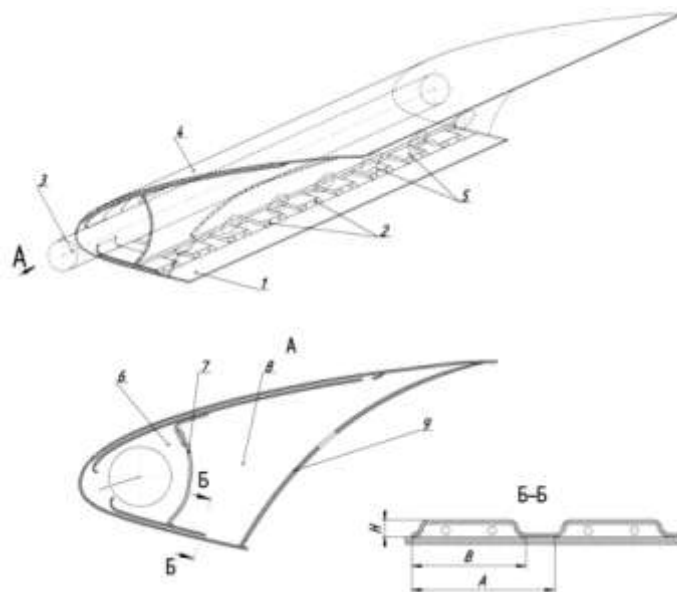


Рисунок 13 – Розрахунковий елемент:

1 – нижня стінка каналу; 2 – вихідні отвори гофрів; 3 – розподільна труба; 4 – обшивка протиобмерзача; 5 – гофр; 6 – камера; 7 – стінка камери; 8 – канал; 9 – стінка каналу; A, B, H – крок, ширина і висота гофрів, відповідно

При формуванні розрахункової гідравлічної схеми для варіанту ПТ СПО, представленому на рис. 14, схема умовно ділилася на три частини: початкова ділянка, розподільна труба та отвори.

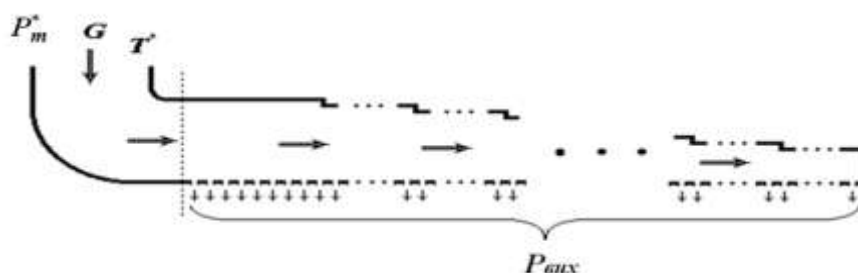


Рисунок 14 – Розрахункова схема розподільної труби ПТ СПО

Початкова ділянка має довільну структуру елементів і включає прямі ділянки труб, повороти потоку, дросельні шайби, компенсатори тощо.

Ділянки розподільної труби між отворами представлялися прямою трубою відповідного діаметру і довжиною, яка дорівнювала відстані між отворами. При фактичній зміні діаметра розподільної труби (раптові звуження) враховувався коефіцієнт місцевого опору звуження; при плавній зміні діаметра розподільної труби вона представлялася системою труб з діаметрами незмінного січення, що зменшуються.

Отвори представлялися ділянкою прямої труби з довжиною, рівною товщині розподільної труби, та діаметром. Якщо кілька отворів об'єднувалися в одне, то діаметр визначався за сумарною площею усіх отворів.

Зміною діаметру отворів d_{ome} можна домогтися забезпечення рівномірності роздачі повітря в обраному режимі роботи системи, де, як правило, через втрати тиску в розподільній трубі в напрямку течії повітря отворів потрібно збільшувати січення отворів. Для кожного з отворів можна задати своє граничне значення статичного тиску, що відповідає режиму функціонування системи, але допустимим також є режим, коли задається єдине значення граничного статичного тиску.

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. 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.

Встановлено, що при дослідженнях гідравлічних режимів ПТ СПО з критичними режимами течії повітря істотне значення має точність моделювання процесів на роздавальних отворах, розподільних трубах і трійниках. Використання високоточних алгоритмів розрахунку втрат тиску на таких елементах дозволило забезпечити високу точність розрахунку витрат через роздавальні отвори розподільних труб довжиною до 5 м без використання за-

лежної від режиму величини коефіцієнта площі μ_F . 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 для критичного і докритичного режимів течії.

Експериментально встановлено, що 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 визначенням єдиного коефіцієнта опору, що відноситься до площі поперечного січення вихідних отворів, який необхідно визначати експериментально.

Для обґрунтування рівномірності розподілу повітря через роздавальні отвори на докритичних режимах течії повітря проведено додаткові дослідження. При статистичному зовнішньому тиску, рівному 1, на вихідному січенні отвору і температурі гальмування 20 °С одержані співвідношення для швидкості зміни тиску на початку отвору як функції безрозмірної величини $G/G_{кр}$ (де G - витрата повітря через отвір; $G_{кр}$ - витрата повітря, при якій на вихідному січенні має місце критичний режим течії, але величина стрибка ущільнення дорівнює нулю), за якою визначено також коефіцієнт швидкості λ (рис. 15).

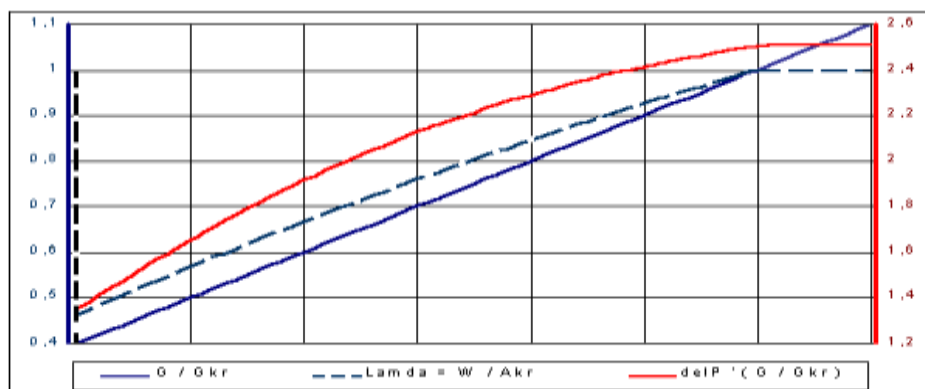


Рисунок 15 – Швидкість зміни перепаду тиску від співвідношення $G/G_{кр}$

Встановлено, що у разі критичних режимів течії повітря через вихідне січення значення похідної перепаду тиску за співвідношенням $G/G_{кр}$ дорівнює константі (залежною від температури гальмування). 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.

Виконано порівняльний аналіз розрахункових значень розподілу температурних полів по носку крила з одержаними при льотних випробуваннях. Визначено область основних розрахункових допущень для оцінки темпера-

турних полів.

Об'єкт аналізу - ПТ СПО постійної дії 5- 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). Загальна довжина елемента становить 10,2 м; кут стрілоподібності крила відносно передньої кромки в районі 5-6 секцій дорівнює 30° ; витрата гарячого повітря на елемент становить $G_{розр} = 0,97G_{\Sigma}$, де G_{Σ} – сумарна витрата повітря на 5- і 6-у секції.

Схему установки термодатчиків в розрахункових січеннях показано на рис. 16. Профіль 5- і 6-ої секцій наведено на рис. 17. Прийнятий розподіл підйімальної сили за розмахом крила для $M = 0,45$ і коефіцієнтом підйімальної сили $C_{укр} = 0,46$ показано на рис. 18.

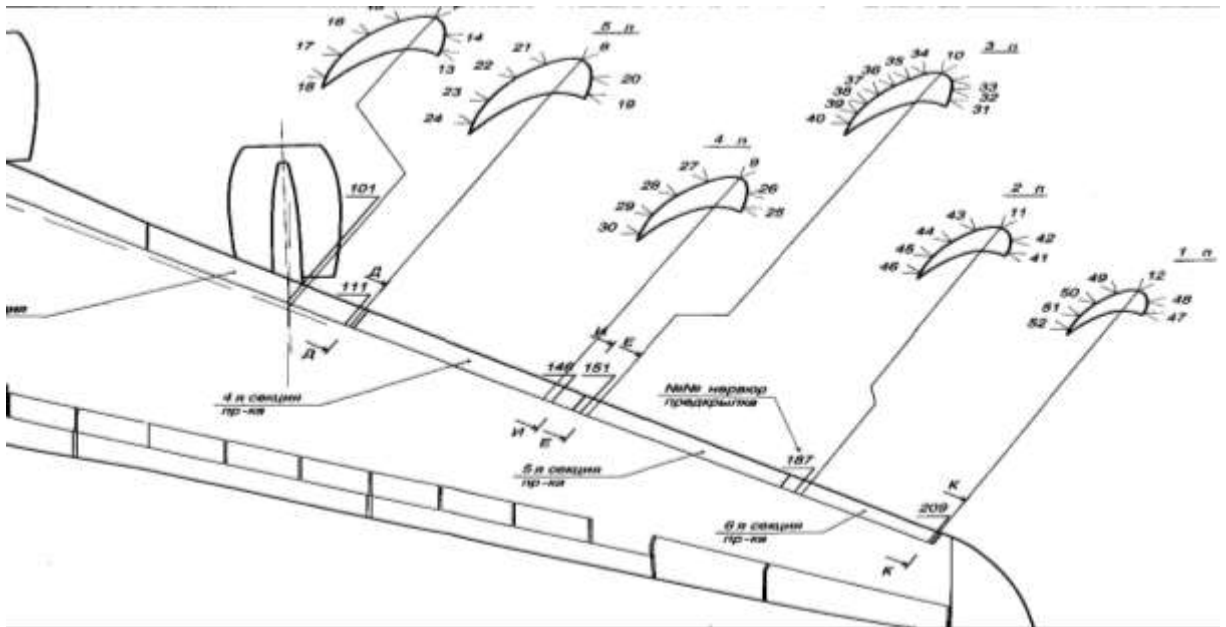


Рисунок 16 – Загальна схема установки термодатчиків по січеннях на поверхні ПТ СПО крила літака

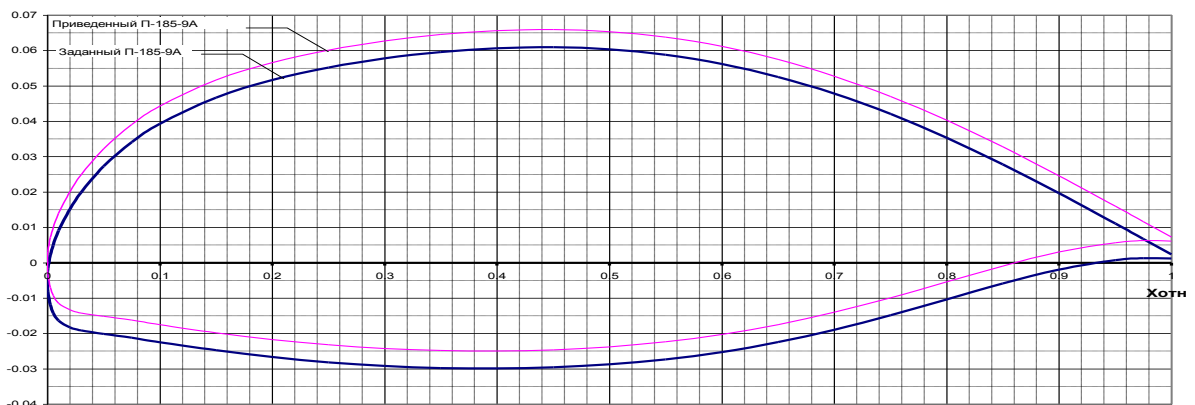


Рисунок 17 – Типовий профіль крила літака

На рис. 19 представлено порівняння значень температур поверхні протиобмерзача, одержаних в розрахунках, з результатами льотних випробувань (де H – висота польоту; $V_{розр}$ – розрахункова швидкість; T_{zn} – температура зовнішнього повітря).

За результатами аналізу при розрахунку даного конструктивного елемента досягнута висока збіжність розрахункових результатів з результатами, одержаними в льотних випробуваннях.

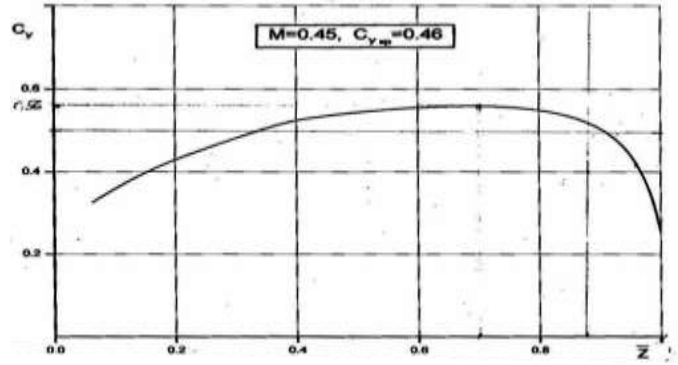
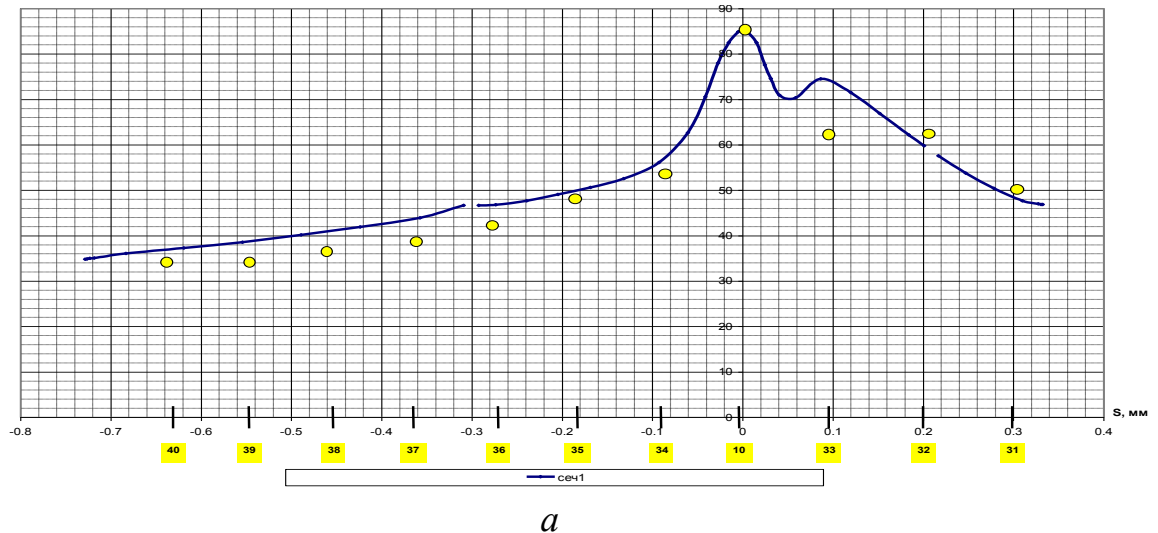
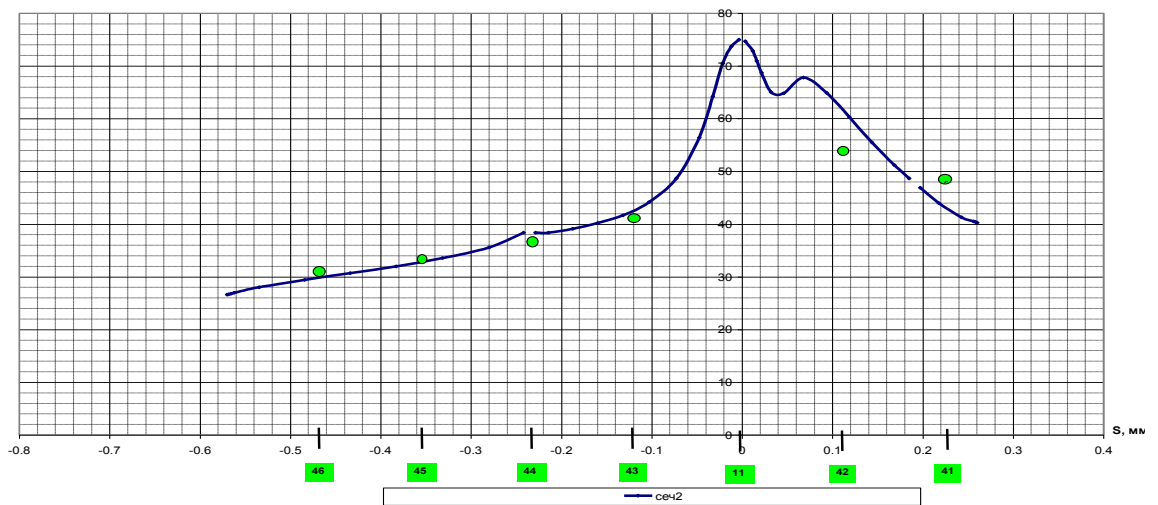


Рисунок 18 – Типовий розподіл коефіцієнта підйимальної сили за розмахом крила літака



а



б

Рисунок 19 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобмерзача з результатами випробувань:

а) $H = 2000$ м, $V_{розр} = 125$ м/с, $T_{zn} = -9$ °С; б) $H = 1000$ м, $V_{розр} = 125$ м/с, $T_{zn} = -3$ °С

Розроблена математична модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції 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.

У четвертому розділі запропоновано нові рішення щодо методу проектування енергетично залежних систем літака (повітряних, гідравлічних і енергопостачання), загальним для них є використання відбору потужності від двигуна у виді приводу на гідронасоси, генератори та за рахунок відбору 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. 20).

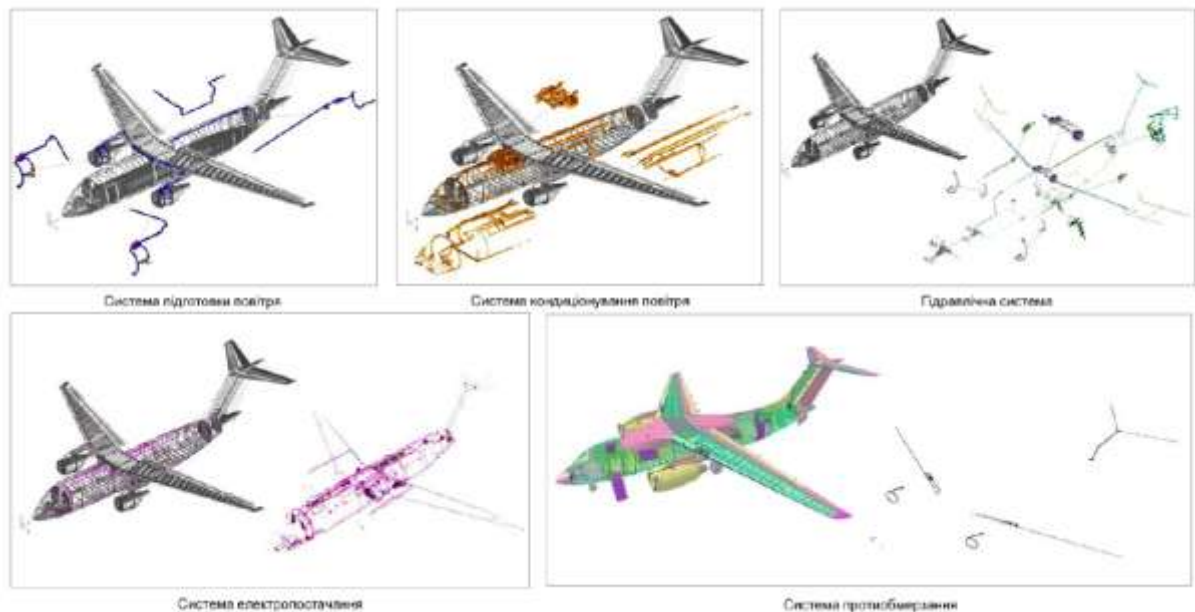


Рисунок 20 – Енергетично залежні системи літака

Довжина трас залежить від конкретного прив'язування мережі до геометрії літака. Характерне січення визначається споживачами, допустимими енергетичними 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.

Враховуючи дискретний характер зміни характерних січень, а також дискретний вплив технологічних особливостей конструкції, розробку моделі проектування виконано в області методів математичної статистики, де найбільшого поширення набули:

- метод крутого сходження (МКС) (відноситься до градієнтних методів);
- послідовний симплексний метод (ПСМ);
- випадковий пошук з використанням $ЛП\tau$ – послідовностей (ВП).

Порівнюючи дані методи за критерієм пошуку глобального екстремуму в багатовимірному факторному просторі ($K = 20...100$), відзначено, що:

- 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: із 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 $ЛП\tau$ – 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 одержати значення відгуків.

У дослідженні запропоновано алгоритми генерування пробних точок, рівномірно розташованих в багатовимірному кубі. Від нього завжди можна перейти до багатовимірного паралелепіпеда, всередині якого можна розташувати область факторного простору, що представляє інтерес.

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.

Визначимо найкраще поєднання критеріїв якості при багатокритеріальній оптимізації та утворимо простір критеріїв якості, осі якого виражають 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 виражають одне з реальних поєднань таких критеріїв, яке буде найближчим до ідеального і 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 розраховуються за $ЛП\tau$ рівномірно розподіленими

послідовностями для факторів даної технічної системи. Простір критеріїв якості для Y_1 , Y_2 показано на рис. 23. 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.

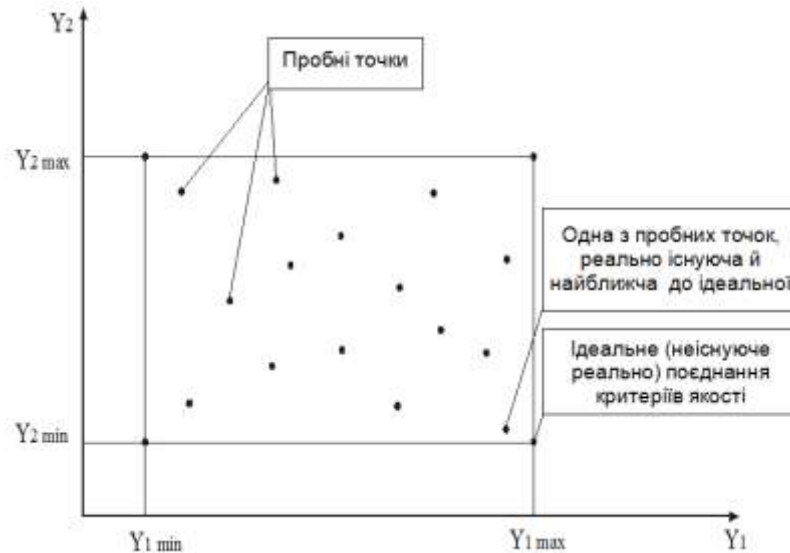


Рисунок 23 – Простір критеріїв якості Y_1 , Y_2

При організації обчислювального процесу з використанням *ЛПТ* – послідовності необхідно враховувати особливості течії газу в мережах.

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.

Схему вибору діаметрів по розгалуженій трасі трубопроводів показано на рис. 24. Оптимальне рішення досягається, як правило, за 3...4 зміщення матриці можливих значень діаметрів.

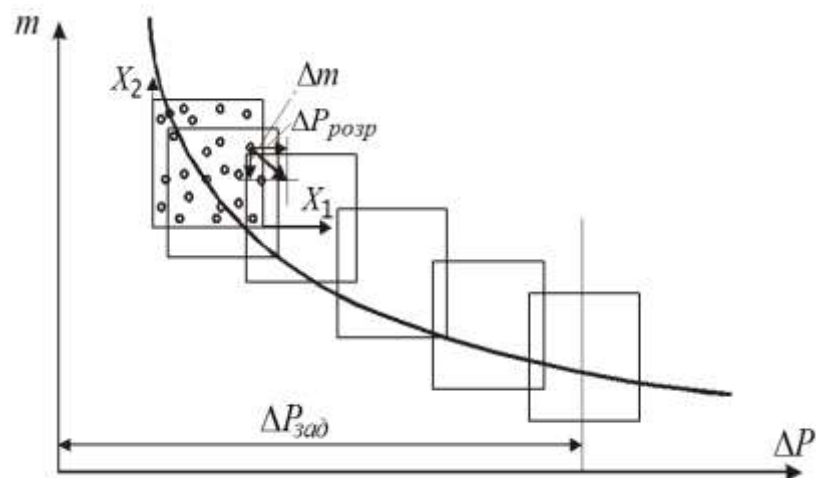


Рисунок 24 – Схема вибору діаметрів по трасах розгалужених трубопроводів

Закон збереження маси для будь-якого вузла мережі (баланс витрат у вузлі) може бути записаний у виді:

$$\sum_{\varepsilon} G = 0, \quad (1)$$

де підсумовування проводиться по всіх гілках, інцидентних вузлу.

Ці рівняння – це основа моделювання мережі.

Система рівнянь виду, 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:

$$N + MN = B - Y, \quad (2)$$

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.

$$N = B_o - Y_o, \quad (3)$$

де B_o і Y_o – кількість гілок і вузлів в системі основних контурів;

$$MN = B_{\delta} - Y_{\delta}, \quad (4)$$

де B_{δ} – кількість гілок із заданими витратами; Y_{δ} – кількість вузлів, що утворена цими гілками (вузли, в яких всі витрати задані).

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.

Розглянуто метод оцінки витрат палива в польоті, обумовлений встановленням системи на літак (метод еквівалентних мас). 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_1 за допомогою створення додаткової тяги, пов'язаної з опором маси;
- забезпечення системи енергією, що проявляється у витратах палива Δf_s для підтримання постійної тяги, коли від двигуна відбирається енергія

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 охолодження);
- провезення сумарної кількості палива, необхідного на вказані потреби.

Складовою частиною систем підготовки повітря, систем кондиціонування, масляних систем є повітрозбірники, які збільшують аеродинамічний опір літака (рис. 25). Процес їх проектування ітераційний і потребує рішення аеродинамічних задач, розгляду різних варіантів компонувань, оцінки масових витрат. І саме метод еквівалентних мас дає можливість вибрати оптимальний варіант для літака.

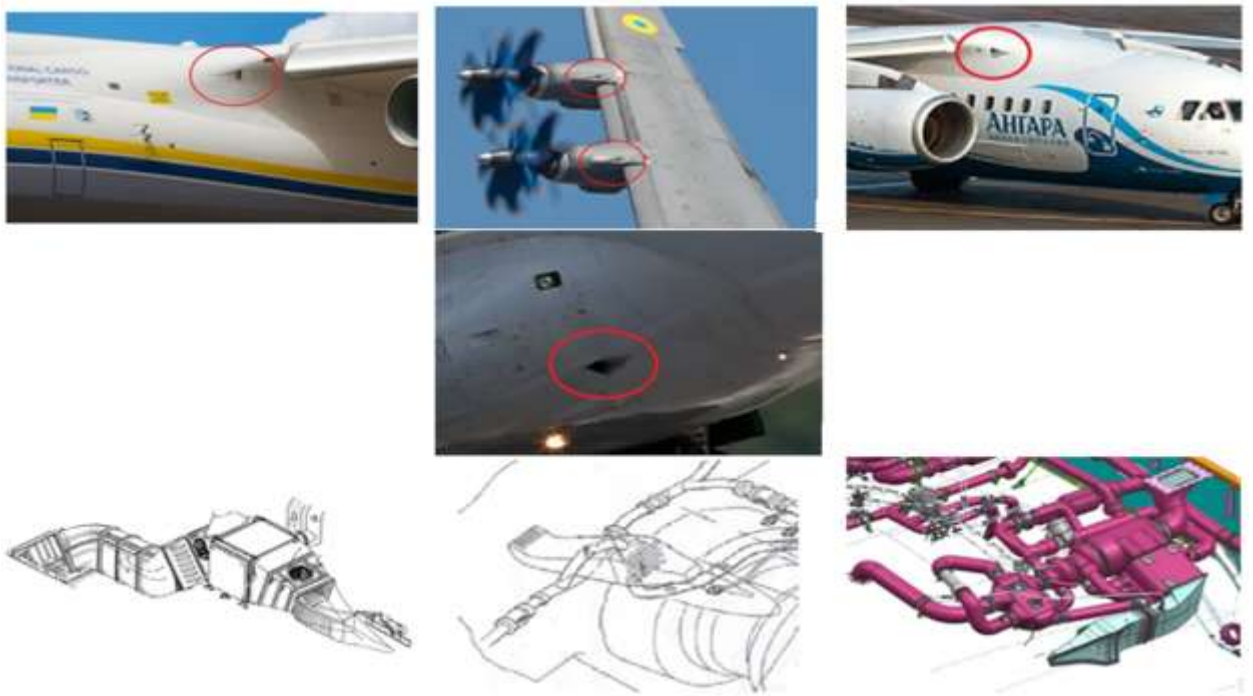


Рисунок 25 – Утоплені регульовані повітрозбірники

Повну витрату палива, обумовлену встановленням системи на літак, визначають за рівнянням:

$$W_{FO} = \left(\Delta W_1 + z \cdot \Delta D_D + \frac{z}{c} \Delta f_s \right) \left(e^{\frac{c}{z} t} \right), \quad (5)$$

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 (5), одержимо швидкість зміни витрат палива, обумовлених масою системи ΔW_1 і додатковим опором ΔD_D :

$$\frac{d(W_{FO})}{d(\Delta W_1)} = e^{\frac{c}{z}} - 1, \quad \frac{d(W_{FO})}{d(\Delta D_1)} = z \left(e^{\frac{c}{z}} - 1 \right). \quad (6)$$

Можливий випадок, коли заміна існуючої системи поліпшеною, але важчою системою, призводить до загального зменшення маси завдяки тільки значному зниженню опору. При цьому корисність заміни буде тісно пов'язана з визначальним часом в польоті (рис. 26). Якщо тривалість польоту буде менше цього часу, то центрування нової системи не дасть переваг.

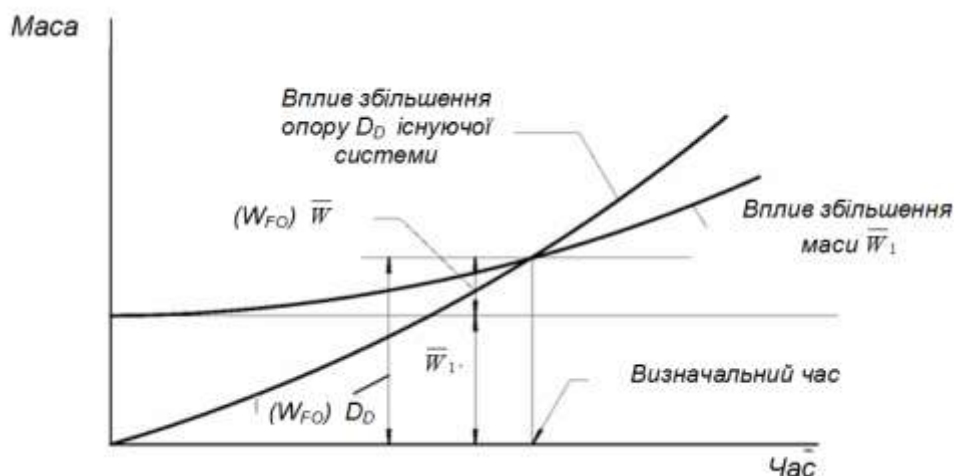


Рисунок 26 – Оцінка визначального часу

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 досягається за рахунок збільшення базової маси системи, то економія повної маси може бути досягнута тільки, якщо тривалість польоту перевищує розрахункову. Помітного виграшу одержати не вдається, якщо останнє має місце на заключній стадії польоту.

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. 27.

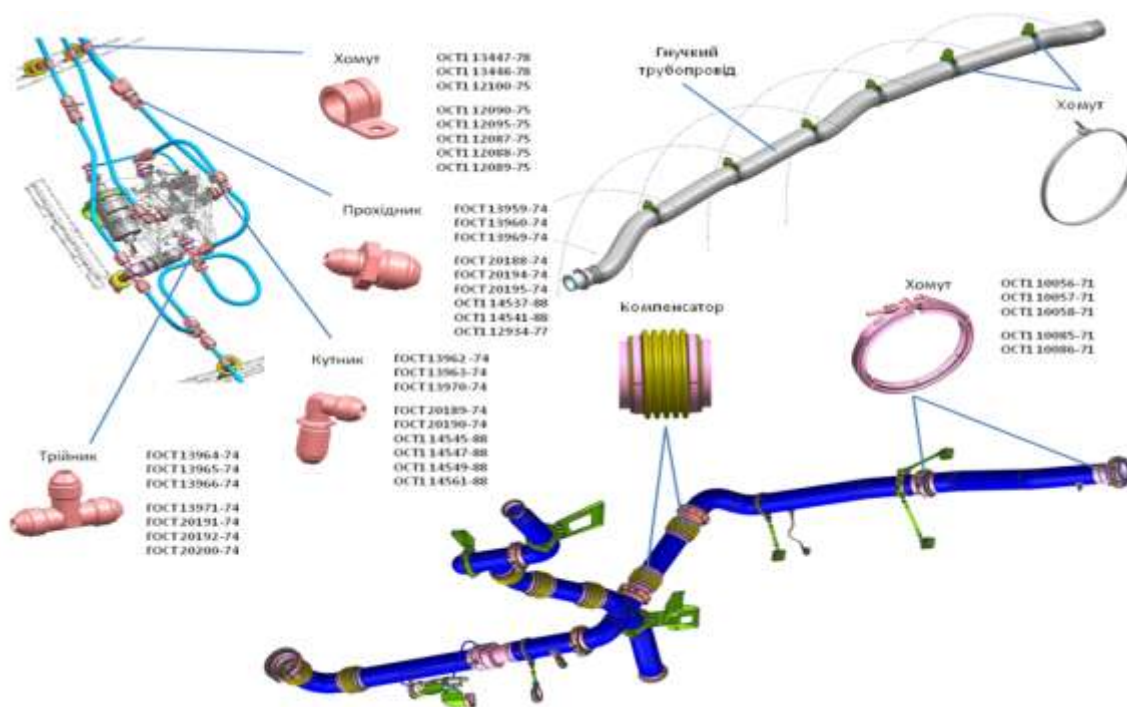


Рисунок 27 – Типовий монтаж систем

Характерним розміром для всіх елементів, які входять в монтаж, є діаметр трубопроводів. Елементи, які використовуються для виготовлення трубопроводів, представлено на рис. 28. 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.

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 витрат, тиску, температури і вологовмісту повітря на всіх режимах польоту, що властиві даному літаку. Будь-яка з конкуруючих систем повинна відповідати цим вимогам.

Прийmemo 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:

$$m_{екв} = m_{\Sigma} + (\Delta f_D + \Delta f_s + \Delta f_w) t, \quad (7)$$

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) має вид:

$$m_{\Sigma_{екв}} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \Pi \Sigma d_i s_i \lambda_i \gamma_i + k_4 \Sigma d_i + (\Delta f_D + \Delta f_s + \Delta f_w) t, \quad (8)$$

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.



Рисунок 28 – Елементи для виготовлення трубопроводів

На основі мінімізації виразу і побудовано оптимальне проектування бортових повітряних розподільних мереж, тобто вибір їх основних конструктивних параметрів (рис. 29).

Розроблений метод дозволяє оптимізувати параметри літакових енергетично залежних систем з нелінійними характеристиками процесів, що протікають в їх елементах, а також проводити оптимізаційну оцінку різних виконань повітряних систем за термодинамічним циклом. Оптимізація за еквівалентною масою дозволяє врахувати аеродинамічні особливості виконання різного роду вхідних пристроїв для потреб повітряних систем. Відмінною

особливістю запропонованого методу є об'єднання в одному циклі оптимізації конструктивних параметрів таких різнорідних процесів, як газодинамічний, міцнісний і взаємопов'язане зростання маси двигуна.

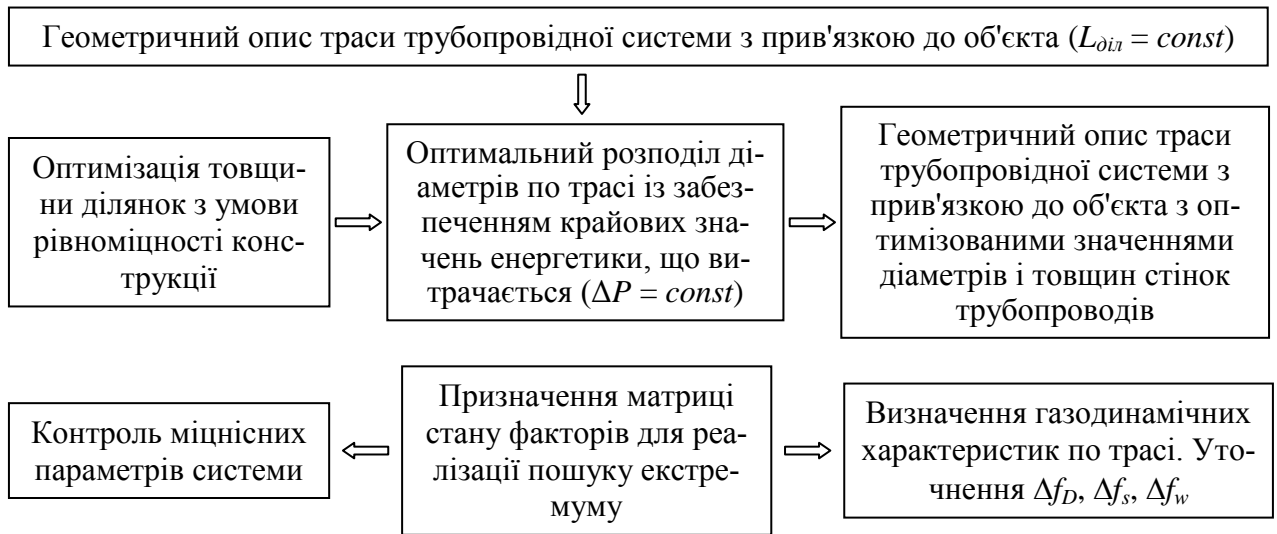


Рисунок 29 – Блок-схема проектування комплексу основних параметрів трубопровідних мереж

П'ятий розділ присвячено методології трансформації енергозалежних систем при модифікаціях. Розглянуто удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного ВТЛ з турбогвинтовентиляторними двигунами (ТГВД) із збереженням основних конструктивних, аеродинамічних і міцнісних характеристик з урахуванням вимог льотної придатності EASA CS-25, MIL-STD, STANAG.

Вітчизняний середній оперативно-тактичний ВТЛ являє собою високоплан з крилом помірної стрілоподібності, герметичним фюзеляжем, палубним хвостовим оперенням і шасі триопорної схеми, чотирма двигунами і допоміжною силовою установкою.

Для удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного ВТЛ з ТГВД передбачається встановлення на пілони під крилом чотирьох турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) CFM Leap виробництва CFM International (рис. 30) із забезпеченням обдування закрилків.

Вибір нових маршових двигунів зроблений, виходячи з максимально можливої ідентичності їх вагових і тягових характеристик з вихідною силовою установкою, збереження комплексу ЛТХ, 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 центрів літака;
- зменшення трудомісткості ТОіР МДУ систем на 30-35 %;
- можливість зменшення радіолокаційної помітності;
- можливість підвищення продуктивності польотів на 7-10 %;
- можливість підвищення технічної готовності літака за рахунок меншої трудомісткості ТОіР.

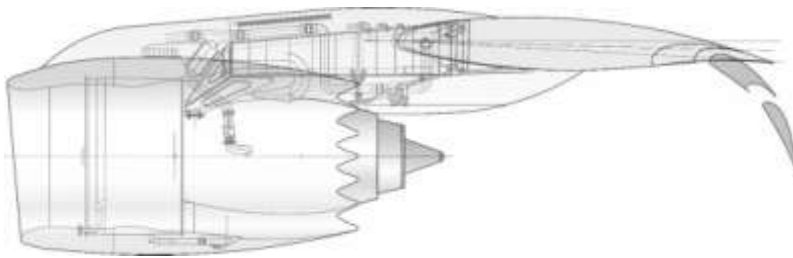


Рисунок 30 – Силова установка

Виконано дослідження з оптимізації розташування двигуна щодо крила ВТЛ з ТГВД короткого зльоту і посадки.

З метою оптимізації положення двигунів за впливом виносу двигуна уздовж хорди крила, по-

ложення 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 (рис. 31).

Дослідження показали, що при збільшенні коефіцієнта тяги 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 підйимальної сили досягається при відхиленні закрилків на великі кути ($\delta_3 = 60^\circ$) при оптимальному положенні сопел до крила.

Виконано дослідження впливу температур реактивного струменя турбореактивного двоконтурного двигуна на крило і механізацію. Об'єкт аналізу - 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 ($\delta_3 = 60^\circ$) при різній відстані осі двигуна відносно серединної площини крила, різних швидкостях і кутах потоку, що набігає. Також для аналізу структури окремо розглянуто 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 розглядається;
 - теплопередача через тверді стінки не розглядається.
- Результати розрахунків представлено на рис. 32, 33.

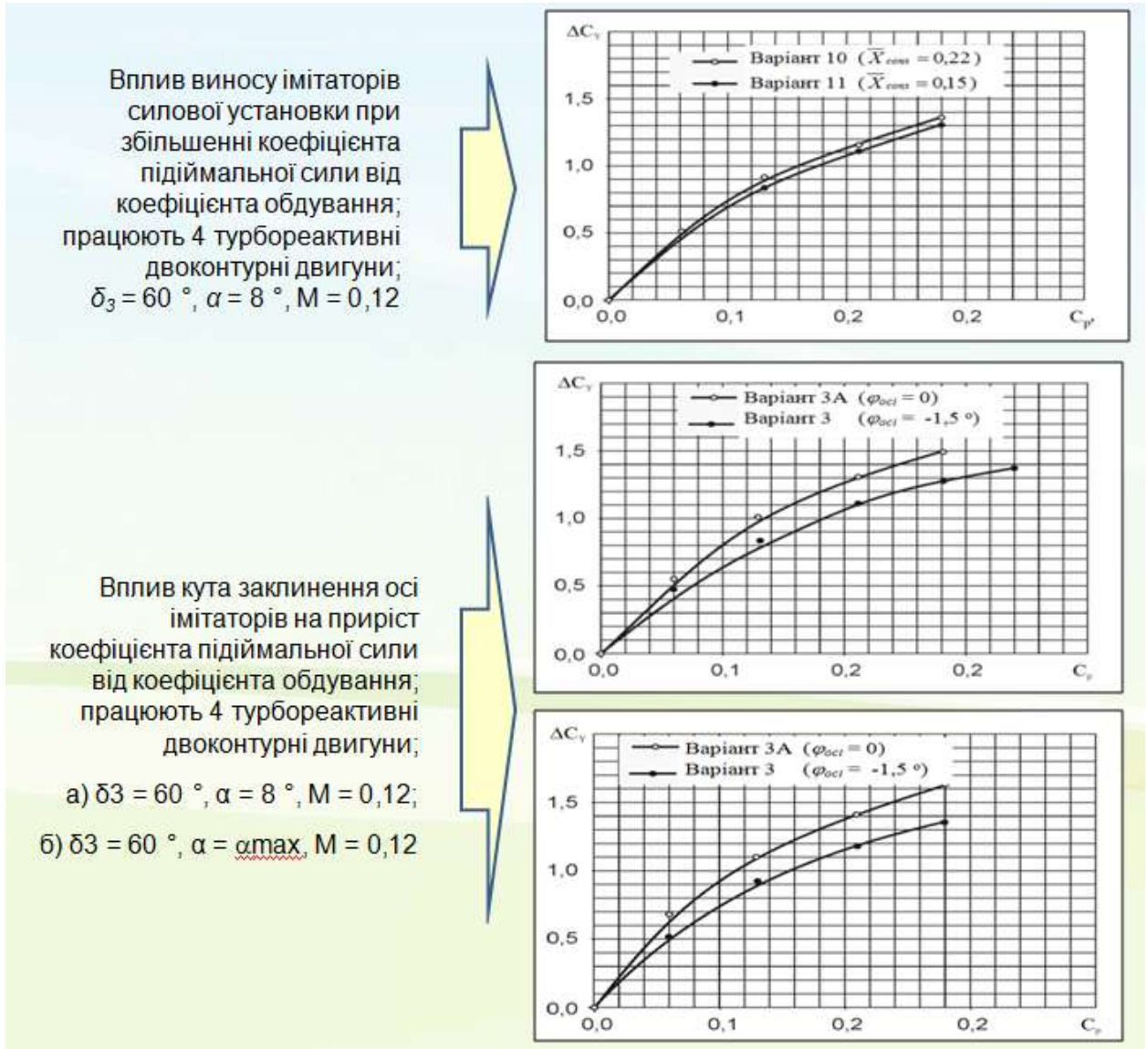


Рисунок 31 – Результати продувань СУ в аеродинамічній трубі

На основі проведеного аналізу встановлено, що 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.

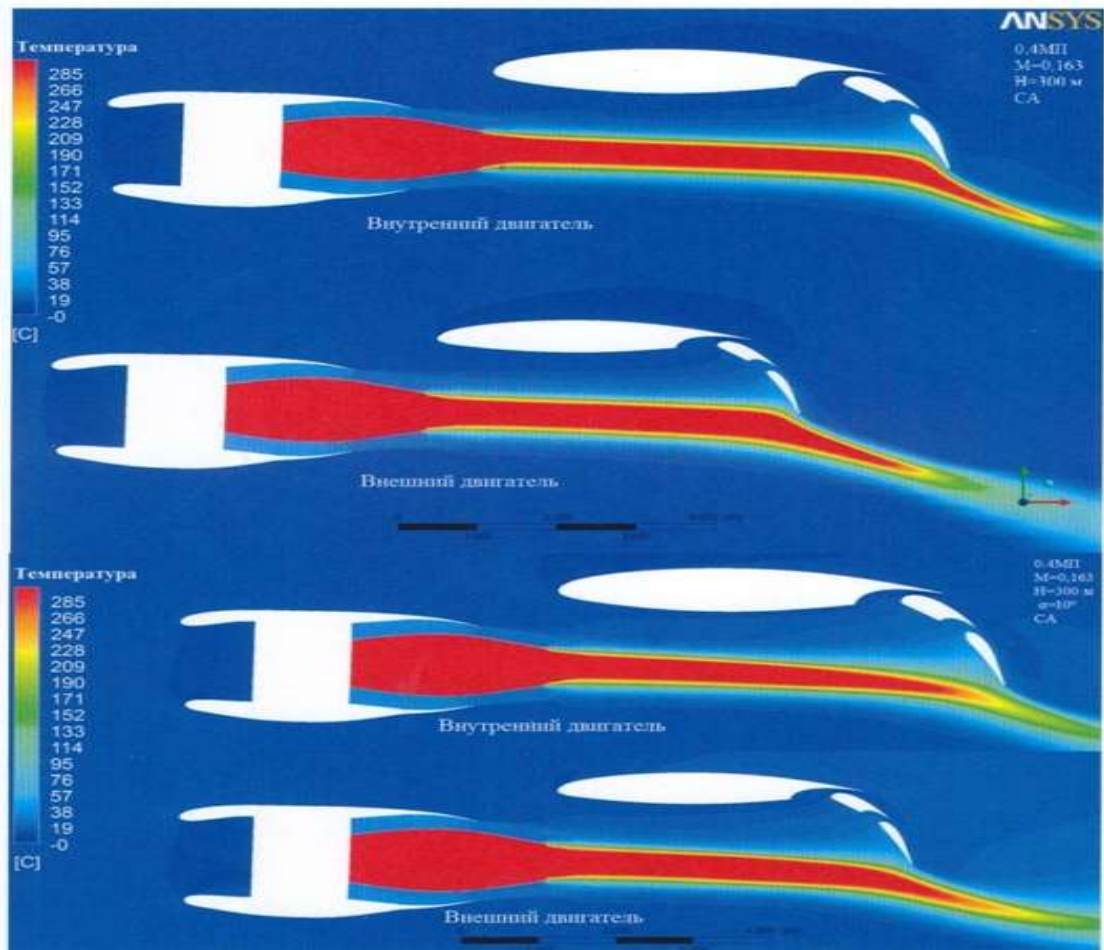


Рисунок 32 – Поле температур в поздовжньому сиченні при різних кутах атаки

Проведено оптимізацію повітрязбірника ТРДД з метою одержання втрат повного тиску на вході не більше 1,5 %.

Виконані роботи дозволили:

1. Визначити взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати максимальне збільшення підйімальної сили за рахунок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

2. Підтвердити відсутність впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

3. Провести аналіз пов'язаних енергетичних систем літака, що показує на:

- значне зниження газодинамічних втрат по тракту силової установки;
- зменшення витрат електроенергії;
- зниження експлуатаційних витрат;
- досягнення необхідних в даний час і на перспективу показників шуму на місцевості літака.

4. Визначити зони хвостової ланки закрилка, які вимагають спеціального виконання для роботи при температурах до 400 °С.

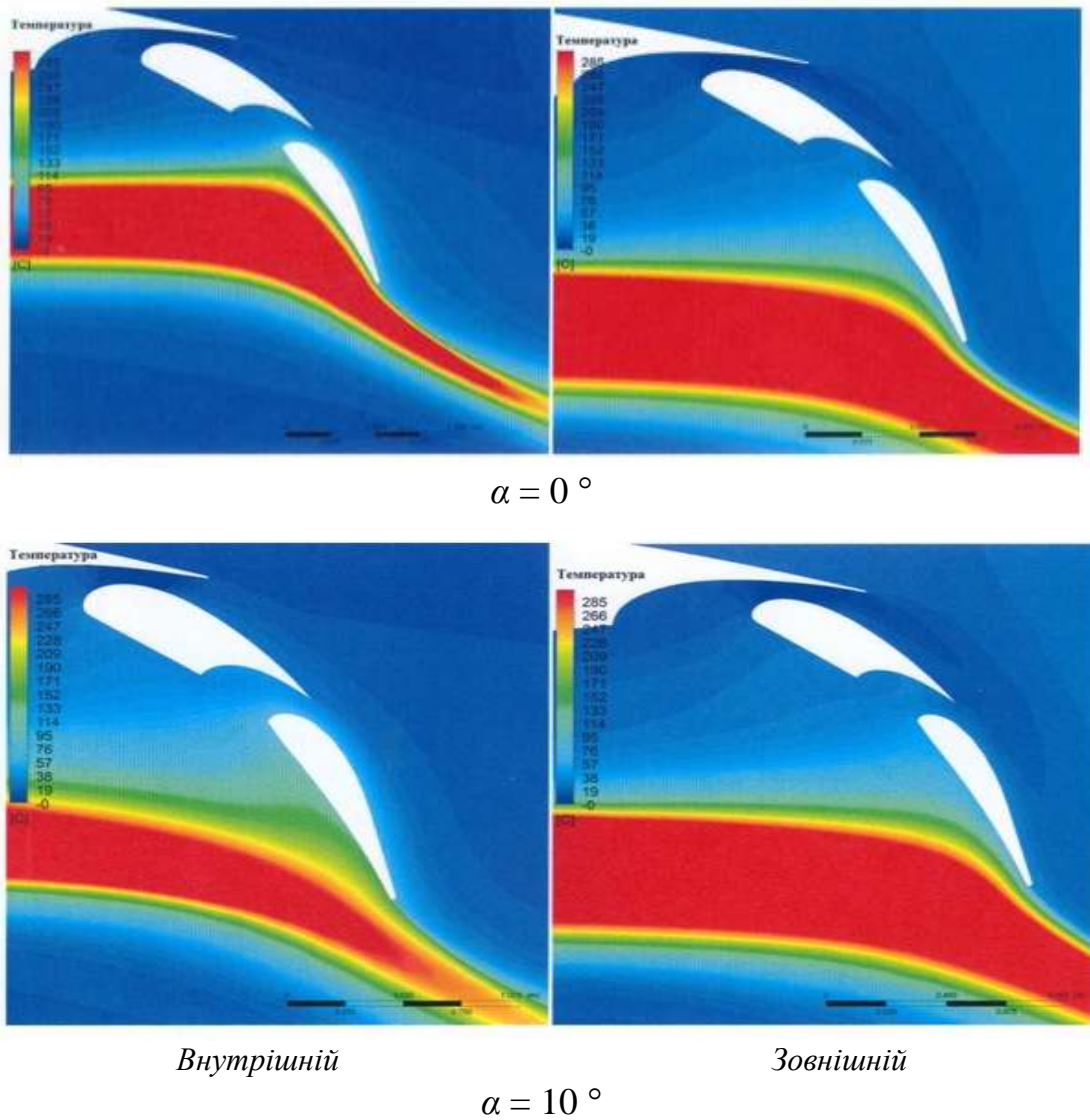


Рисунок 33 – Вплив механізації на поле температур

Для удосконалення середніх магістральних літаків Ан-148 і Ан-158 розглянуто можливість застосування двигуна Д-436-148ФМ (рис. 34), 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. 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; завершується сертифікація двигуна. Показано, що при встановленні двигуна Д-436-148ФМ на літаки сімейства Ан-148 і Ан-158 будь-яких змін конструкції двигуна і літака не потрібно, двигун встановлюється на ті ж пілони без змін мотогондоли і капотів двигуна.

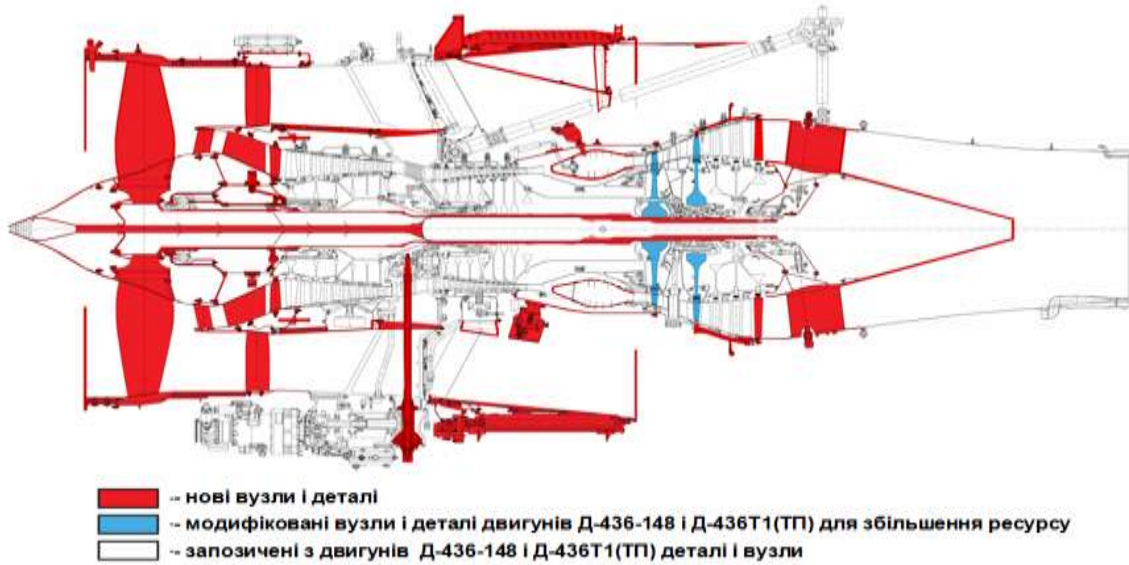


Рисунок 34 – Двоконтурний турбореактивний двигун Д-436-148ФМ

Проведено аналіз пов'язаних з двигуном енергозалежних систем. Встановлено, що згідно Керівництва з льотної експлуатації літаків на режимах застосування двигуна принципів змін пов'язаних систем не потрібно. Необхідна модернізація СПП і СПО повітрязбірника двигуна через збільшення температури повітря, що відбирається, і уніфікація колекторної частини електроджгутів двигуна.

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.

На рис. 35 наведено залежність максимально допустимої злітної ваги літака Ан-158 від висоти аеродрому з умови забезпечення градієнта 2,4 % при закритках, випущених на 20 °, для температурних умов СА (стандартна атмосфера), СА + 20 °С і СА + 30 °С; на рис. 36 - залежності максимальної висоти аеродрому від температури зовнішнього повітря для зльоту при тих самих умовах.

Порівняльну оцінку експлуатаційних показників літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ, що має найбільший потенціал попиту і продажів, проведено залежно від річного нальоту, маршрутної мережі, для різних атмосферних умов (рис. 37).

Оцінку паливної ефективності проведено 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. Порівняння максимальної кількості перевезених за рік пасажирів на літаку Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ проведено при 100 % завантаженні пасажирями літака на рейсах довжиною 1000...3000 км (рис. 38).

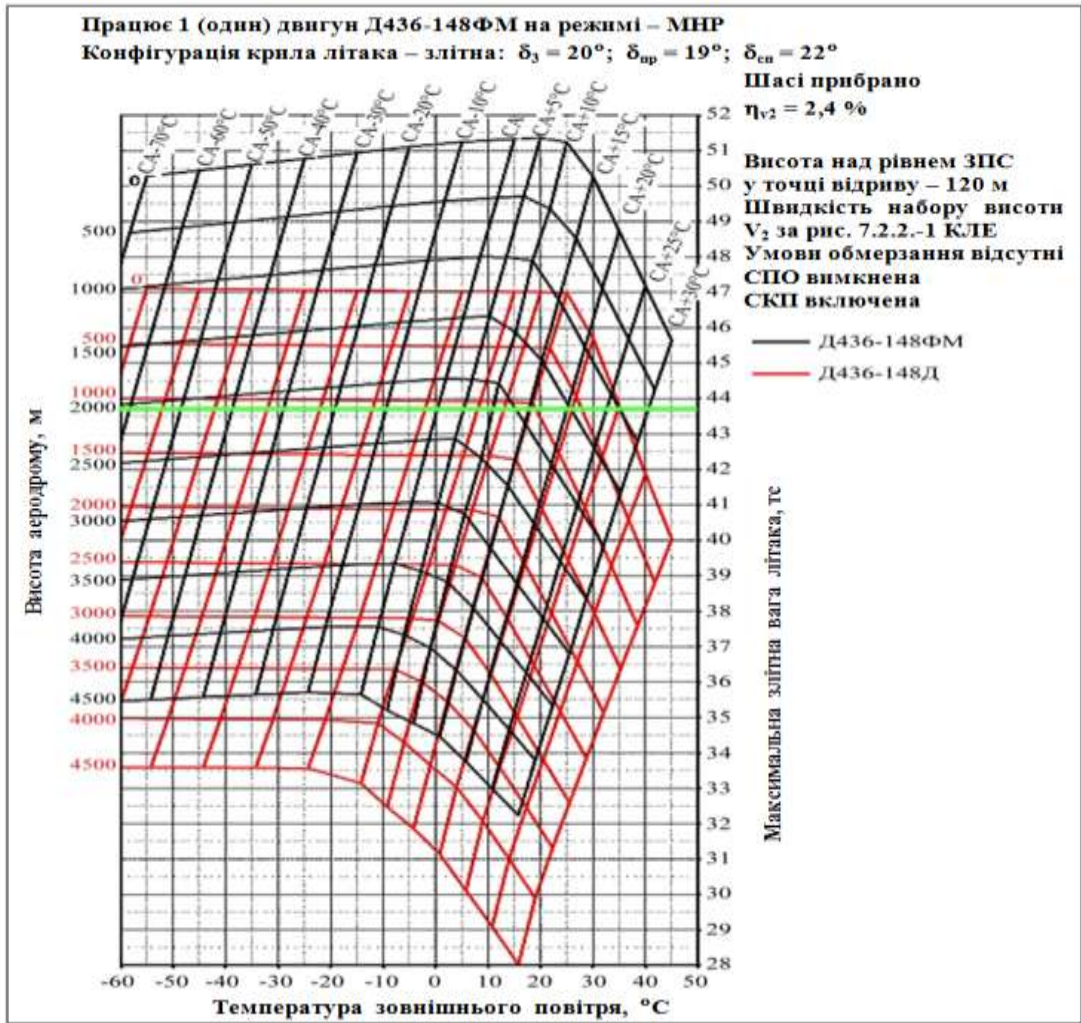


Рисунок 35 – Максимально-допустима вага літака Ан-158



Рисунок 36 – Максимальна висота аеродрому для зльоту літака Ан-158 вагою 43,7 т з градієнтом 2,4 %

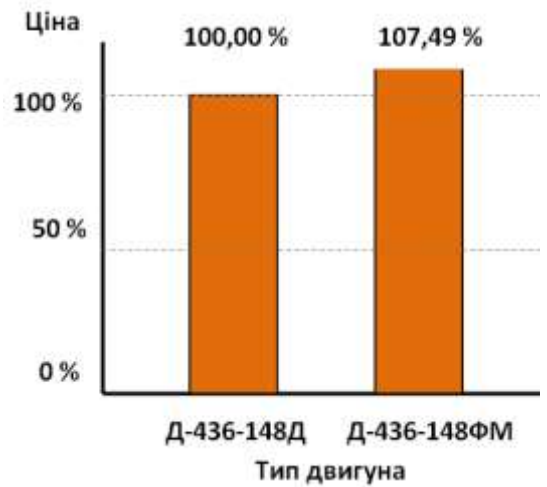


Рисунок 37 – Порівняння ціни літака Ан-158 залежно від типу двигуна

Для техніко-економічного аналізу прийнята ціна серійного літака Ан-158 з вартістю витрат на дослідно-конструкторські роботи (ДКР).

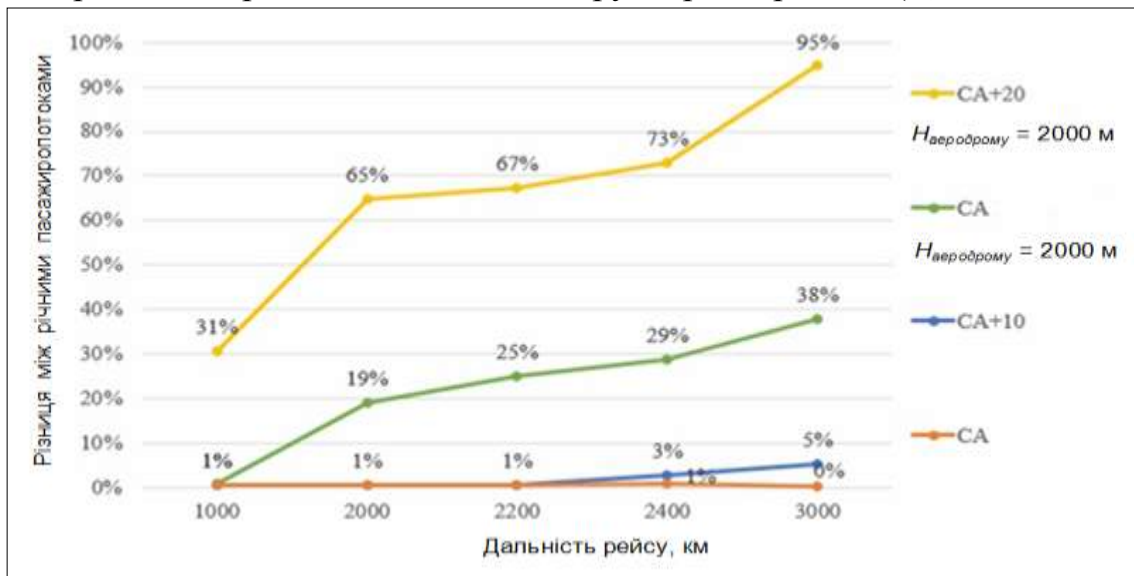


Рисунок 38 – Річний пасажиропотік літака Ан-158 з двома типами двигунів залежно від атмосферних умов експлуатації

Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8 показують експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, яка може бути запропонована для практичної реалізації.

Розроблено концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки.

Пасажирські літаки Ан-24, Ан-140 і легкий рамповий ВТЛ 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, 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. 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 можливий лише при глибокій модернізації агрегатів і систем з одночасним підвищенням техніко-економічного рівня.

Дослідження ДП «АНТОНОВ» показують, що потужності існуючих двигунів сімейства ТВЗ-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.

Виконано попередню оцінку створення ГМСУ на базі газотурбінного ТВ3-117ВМА-СБМ1И і електричного MagniX (США/Австралія) двигунів з 6-лопатеvim повітряним гвинтом діаметром 3,9 м компанії MT-Propeller Entwicklung GmbH (Німеччина) на літаках Ан-26 і Ан-140Т (рис. 39). Конструктивні особливості двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1И дозволяють передачу потужності від електродвигуна на гвинт з мінімальними доробками.

При застосуванні ГМСУ на літаку Ан-26 необхідні принципово нова система електропостачання, модернізація захисту протиобмерзання літака в частині заміни повітряно-теплової системи оперення на електротеплову і виключення повітряно-теплого захисту повітрозабірника двигуна. Діаграму «Вантаж – дальність» для літаків Ан-26 і Ан-26-Е представлено на рис. 40.

Встановлено, що застосування ГМСУ на літаку Ан-26 збільшує дальність польоту. Так, при виконанні типової тактичної задачі перевезення 4560 кг вантажу дальність збільшується на 400 км, 2000 кг вантажу (можливий варіант літака зі спецобладнанням) – на 1000 км, а тривалість польоту – більше, ніж на 2 год. Для випадку виконання перегоночного польоту дальність зростає більше, ніж на 1100 км.

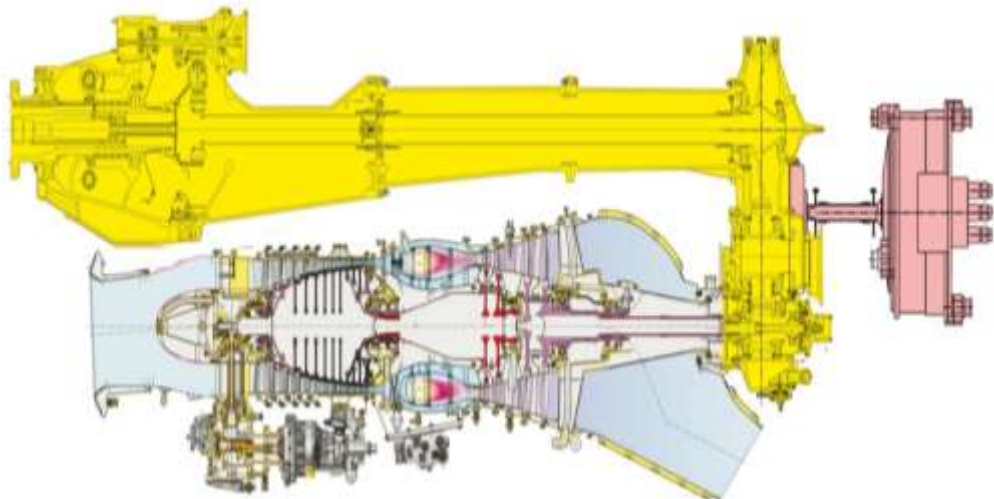


Рисунок 39 – Схема ГМСУ на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1И

Для літака Ан-140Т прийнята концепція застосування ГМСУ подібна розглянутої для літака Ан-26-Е і передбачає використання модернізованого двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1 з модернізованим редуктором. Збільшені гвинтові потужності порівняно з вихідними СУ вимагають застосування 6-лопатеvих гвинтів діаметром не менше 3,9 м проти використовуваних раніше повітряних гвинтів АВ-140 діаметром 3,73 м.

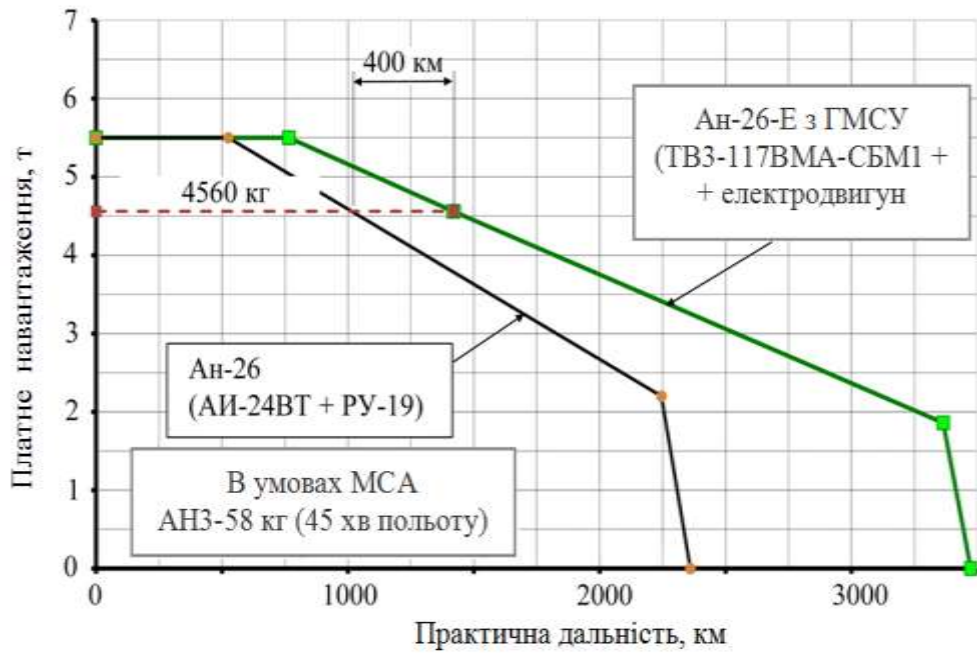


Рисунок 40 – Діаграма «Вантаж – дальність» для літаків Ан-26 і Ан-26-Е з гібридними маршовими силовими установками

При застосуванні на літаку Ан-140Т ГМСУ необхідна також принципово нова система електропостачання, але енергозалежні системи не потребують впровадження суттєвих змін.

На літак встановлюється ГМСУ, що складається з двох газотурбінних двигунів ТВ3-117ВМА-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 ($D_2 = 3,93$ м) через загальний редуктор.

Ідеологія 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.

Час роботи електродвигунів на зльоті (0,05 год) та наборі висоти (0,42 год) – 0,47 год.

Для штатного зльоту потрібну потужність 5400 к.с. забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВ3-117ВМА-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. (ТВ3-117ВМА-СБМ1)) забезпечують чотири двигуни – два газо-

турбінних 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).

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). Тобто на літаку повинна бути встановлена АКБ сумарною ємністю 167 кВт·год

Діаграму «Вантаж – дальність» для літаків Ан-140-100, Ан-140Т, Ан-140Т-Е (з ГМСУ) показано на рис. 41.

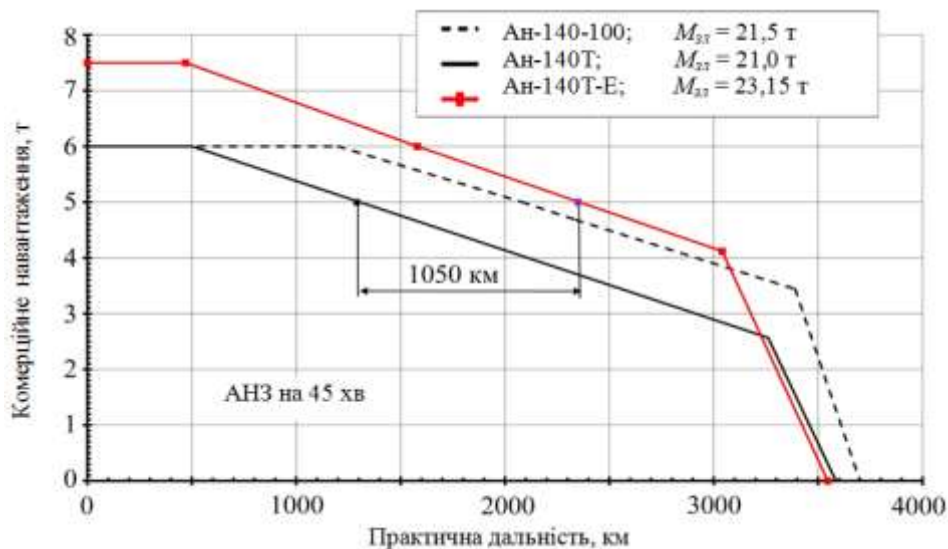


Рисунок 41 – Порівняльна діаграма «Вантаж – дальність» для різних варіантів літака Ан-140-100, включаючи варіант Ан-140Т-Е з гібридною маршовою силовою установкою

ВИСНОВКИ

1. Визначено різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном, виявлено та уточнено втрати, пов'язані з прив'язуванням 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 гвинто-вентилятора.

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 турбоохолодильної установки протягом льотної зміни з використанням зонного регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони (авторське свідоцтво учасника № 600231 від 15.06.1990 р.). Дане технічне рішення впроваджено на літаках Ан-124, Ан -77, Ан-140 та сімействі літаків Ан-1Х8.

9. Автором запропоновано новий спосіб регулювання параметрами повітряно-теплової системи протиобмерзання (ПТ СПО), 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 (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 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 підйімальної 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 високотіря 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 знижує 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 ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ***Монографії***

1. Шмырёв В. Ф. Airplane power plants systems designing: Конспект лекций / В. Ф. Шмырёв, 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. Епифанов, 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. Мяслица, 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 гідраліка 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 пас-

сажирского 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 золах 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 летательных 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 интегрированные 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 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.

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. Khmelnsky // 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. Шмырёв 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. Шмырёв 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., Шмырёв В. Ф. // заявка № 4454316, 1988.

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

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. – Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Дисертаційну роботу присвячено розробці наукових основ проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії з оптимізацією за еквівалентною масою, включаючи повітрозбірники. 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.

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

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.

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

АННОТАЦИЯ

Шмырёв В. Ф. Научные основы проектирования и создания энергозависимых систем самолетов транспортной категории. – Квалификационная научная работа на правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.02 – Проектирование, производство и испытания летательных аппаратов. – Национальный авиационный университет, Киев, 2020.

Диссертационная работа посвящена разработке научных основ проектирования и создания энергозависимых систем и комплексов современных самолетов транспортной категории с оптимизацией по эквивалентной массе, включая воздухозаборники. В работе заложены научные основы проектиро-

вания систем противообледенения самолетов, начиная от определения зон защиты, необходимых энергетических затрат и заканчивая проектированием противообледенителей и воздушных трубопроводов для всего эксплуатационного диапазона применения самолета.

Проведен анализ современного состояния научных основ проектирования и создания энергозависимых систем и комплексов современных самолетов транспортной категории. Показано, что для обеспечения конкурентоспособности создаваемых самолетов энергозависимые системы и комплексы должны иметь высокие показатели топливной эффективности, экологичности, надежности, обеспечивать повышенный комфорт и безопасность для пассажиров, а также иметь низкие эксплуатационные расходы.

Приведены примеры использования разработанных научных основ проектирования при выполнении структурного анализа модификаций самолетов, связанных с заменой двигателя.

Показано, что для современной авиации характерны тенденции на создание более экономичных и безопасных систем самолета, сбалансированных с энергетикой самолета, что обуславливает их сильное усложнение. Важным этапом после выбора двигателя является поиск путей сохранения его мощности, связанных с созданием мотогондолы на достижение минимальных потерь энергетике на внешнюю аэродинамику и по газодинамическому тракту.

Важнейшими системами самолета, энергетически связанными с двигателем, являются система подготовки и распределения воздуха, система кондиционирования, система защиты от обледенения, система энергоснабжения и гидравлические системы.

Рассмотренные в данной работе системы и процессы характеризуются как сложные, при изучении которых требуется системный подход, включающий многокритериальность, многофакторность, адекватный метод описания, эффективность применяемых моделей.

Получение математических моделей сложных систем базируется на принятых предпосылках множественного регрессионного анализа, которые должны выполняться по отношению к моделируемой реальной действительности. Принятые предпосылки многофакторного регрессионного анализа обуславливают обоснованность полученных результатов и параметров моделей, обеспечивающих решение реальной задачи. Создание методов построения математических моделей по результатам проведения многофакторного численного эксперимента позволяет систематизировать и формализовать протекающие процессы.

Полученный при проектировании и изученный в процессе испытаний и эксплуатации энергетический баланс самолета позволяет обоснованно рассматривать модификацию самолета как при замене силовой установки, так и при замене ее основных элементов энергозависимых систем самолета. Оценка сводится к анализу аэродинамических особенностей модификации, свя-

занных с особенностями конструкции мотогондол, изменением элементов защиты от обледенения, появлением новых воздухозаборников в воздушных системах, так как для конкретного самолета топография трасс систем остается неизменной и энергетические затраты на самолете потребности, как правило, не меняются.

Ключевые слова: самолет, эквивалентная масса, воздухозаборник, системы противообледенения самолета, энергетические затраты, воздушные трубопроводы, аэродинамические характеристики, летно-технические характеристики, система кондиционирования воздуха, математическая статистика, гибридная силовая установка.

ABSTRACT

Shmyrov V. F. Scientific Basis for the Designing and Development of Energy-Dependent Systems of Transport Aircraft. – Qualifying Scientific Work as a manuscript.

Thesis for the degree of Doctor of Technical Science by specialty 05.07.02 – Designing, Manufacture and Testing of aircraft. – National Aviation University, Kyiv, 2020.

The dissertation is devoted to the development of Scientific basis for the designing and development of energy-dependent systems and complexes of modern transport aircraft with equivalent mass optimization, including air intakes. 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 anti-icers and air ducts for the entire aircraft operating envelope.

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.

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.

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.

Підписано до друку 18.11.2020 р.

Формат 60 × 84/16. Папір офсетний. Офс. друк.

Ум. друк. арк. 2,22. Наклад 100 прим. Замовлення № 972

Віддруковано: Державне підприємство «АНТОНОВ»

1, вул. Академіка Туполева, м. Київ, 03062, Україна

E-mail: press@antonov.com