

**НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
ІНСТИТУТ ПРОБЛЕМ МОДЕЛЮВАННЯ В ЕНЕРГЕТИЦІ
ІМ. Г. Є. ПУХОВА**

ЧИРВА Олександр Олександрович



УДК 004.942 : 629.7.048 : 621.565

**МОДЕЛІ НЕСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ В ЕЛЕМЕНТАХ СИСТЕМИ
ПІДГОТОВКИ ПОВІТРЯ ТА ПРОТИБЛІДЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА
ДЛЯ ВІДПРАЦЮВАННЯ АЛГОРИТМІВ УПРАВЛІННЯ НИМИ**

01.05.02 – математичне моделювання та обчислювальні методи

**Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук**

Київ – 2018

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Інституті проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАН України та ДП «АНТОНОВ».

Науковий керівник доктор технічних наук,
старший науковий співробітник
Винничук Степан Дмитрович,
Інститут проблем моделювання в енергетиці
ім. Г.Є. Пухова НАН України,
завідувач відділу моделювання енергетичних
процесів і систем

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, доцент
Миргород Володимир Федорович,
Військова академія Міністерства Оборони, м. Одеса,
завідувач кафедри електротехніки та інженерної
механіки

доктор технічних наук, професор
Святний Володимир Андрійович,
ДВНЗ «Донецький національний технічний
університет» МОН України, м. Покровськ,
завідувач кафедри комп'ютерної інженерії

Захист відбудеться «31» січня 2019 р. о 14 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.185.01 Інституту проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАН України за адресою: 03164, м. Київ, вул. Генерала Наумова, 15.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Інституту проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАН України за адресою: 03164, м. Київ, вул. Генерала Наумова, 15.

Автореферат розісланий « 27 » грудня 2018 р.

Вчений секретар
спеціалізованої
вченої ради Д 26.185.01



В. В. Душеба

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Для сучасної авіації характерні тенденції спрямовані на створення більш економічних і безпечних систем літака, з чим пов'язане їх значне ускладнення, зокрема ускладнення алгоритмів управління агрегатами систем. До найбільш важливих систем літака відносяться системи відбору, підготовки і розподілу повітря споживачам, а також система захисту від обледеніння. Вказані системи складаються з великої кількості різноманітних конструктивних агрегатів і механізмів зі своїми підсистемами управління. Експлуатація таких систем показує, що, в основному, позаштатні ситуації, що призводять до відмови системи, відбуваються в перехідних режимах в момент підключення або відключення споживачів.

На даний час відпрацювання новостворюваних систем відбувається на лабораторних стендах, параметри яких сильно відрізняються від систем літака, а моделювання спільної роботи агрегатів системи не проводиться. Під час льотних випробувань досліджується лише обмежена кількість режимів роботи систем, які не дозволяють виявити можливі проблеми, що виникають при їх сумісному функціонуванні. Це призводить до відмов системи під час серійної експлуатації літака і виправлення таких проблем на даному етапі є надто затратним, а інколи і неможливим, що накладає додаткові обмеження на експлуатацію літака.

Основними агрегатами, що суттєво впливають на функціонування системи, є теплообмінні апарати (ТА), крани-регулятори, а також магістральні трубопроводи і системи управління ними. Тому при оцінці ефективності системи управління перехідними режимами для системи підготовки повітря (СПП) та протиобліднювальної системи (ПОС) літака при їх сумісному функціонуванні необхідно створити моделі динамічних теплових та гідравлічних процесів в таких агрегатах та спосіб їх використання.

Розробкою математичних моделей теплообмінних апаратів займалися багато авторів, в тому числі: Д.Б. Сполдінг, Дж. Таборек, А.А. Жукаускас, А. Фраас, Х. Хаузен, та ін., а електропневматичних цифрових кранів-регуляторів (ЕПЦР): О.І. Ратманський, А.І. Хлистун. Вказані розрахункові моделі не дозволяють виконати моделювання нестационарних тепло-гідравлічних процесів на перехідних режимах роботи систем, або мають значні обмеження на їх застосування, чи вимагають істотних доробок для спільного моделювання з системою управління.

Відомі математичні моделі теплових процесів в теплообмінних апаратах не враховують теплообмін з навколишнім середовищем та не дозволяють з достатньою точністю розраховувати нестационарні процеси в перехідних режимах функціонування СПП та ПОС. Крім того, поява нових кранів регуляторів, в яких використовуються новітні способи регулювання, потребувала створення нової математичної моделі, що забезпечувала необхідну точність моделювання. Існуючі математичні моделі не вирішують наявні протиріччя між необхідною та досяжною точністю відтворення параметрів в системі, що є особливо актуальним для можливих аварійних режимів. Також на даний час відсутні комплексні моделі перехідних процесів в СПП та ПОС, що дозволяли б визначати необхідні параметри системи в перехідних режимах.

Тому створення математичних моделей та програмних засобів комп'ютерної реалізації з моделювання динамічних процесів зміни тиску та температури в елементах повітряних систем літака з урахуванням впливів системи управління для відпрацювання алгоритмів управління перехідними режимами системи підготовки повітря та протиобліднювальної системи літака при їх сумісному функціонуванні є актуальним науковим та практичним завданням, що вирішується в дисертаційній роботі.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана у рамках НДР «Розробка методу автоматизованого формування моделей нестационарних теплових процесів підготовки повітря в системах кондиціонування» (шифр «ТЕРМА», номер держреєстрації 0115U004406), в якій автор був виконавцем розділів 2 – 4, а також підрозділів 1.1-1.4.

Основні експериментальні дані отримані в ДП «АНТОНОВ» в рамках експериментальних і науково-дослідницьких робіт по створенню літака АН-132 №132.98.1774.905ПМ «Программа отработки алгоритмов управления кранами-регуляторами ВТ ПОС самолета АН-132 на стенде ПТ ПОС-132», №1757.331 «Методика испытаний воздушно-воздушного теплообменника», літака АН-70 №77.98.1774.859 «Отработка алгоритмов управления ВТ ПОС силовой установки и крыла самолета АН-70 на стенде».

Мета і задачі дослідження. Метою робіт є розробка математичних моделей та програмних засобів комп'ютерної реалізації з моделювання динамічних процесів зміни тиску та температури в елементах повітряних систем літака з урахуванням впливів від системи управління для відпрацювання алгоритмів управління перехідними режимами системи підготовки повітря та протиобліднювальної системи літака при їх сумісному функціонуванні, робота яких впливає на безпеку польотів.

Для досягнення поставленої мети були сформульовані та вирішені наступні задачі:

1. Виконати критичний аналіз існуючих математичних моделей основних агрегатів пневматичної системи і обґрунтувати вимоги до необхідних математичних моделей, які описують нестационарні тепло-гідравлічні процеси в агрегатах СПП і ПОС.

2. Розробити математичну трьохпоточну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів в теплообмінних апаратах і провести її верифікацію та на основі експериментальних даних виконати перевірку її адекватності.

3. Розробити математичну модель нестационарних гідравлічних процесів пневматичного крана-регулятора і провести її верифікацію і на основі експериментальних даних виконати перевірку її адекватності.

4. Провести аналіз математичних моделей теплових та гідравлічних процесів в трубопроводах СПП з урахування обмеження максимальної швидкості потоку та запропонувати її варіант для практичного використання.

5. Запропонувати методику використання математичних моделей елементів СПП та ПОС при їх сумісному функціонуванні для відпрацювання алгоритмів управління перехідними режимами системи управління ними.

Об'єктом дослідження є процеси зміни параметрів повітря та стану елементів системи управління в перехідних режимах сумісного функціонування системи підготовки повітря і протиоблідувальної системи літака.

Предметом дослідження є математичні моделі динамічних теплових та гідравлічних процесів в елементах системи підготовки повітря та протиоблідувальної системи літака при їх сумісному функціонуванні для відпрацювання алгоритмів управління ними.

Методи дослідження: при виконанні дисертаційної роботи були використані: методи теорії систем при дослідженні процесів основних агрегатів системи, методи математичного моделювання при обґрунтуванні моделей нестационарних тепло-гідравлічних процесів теплообмінних апаратів, пневматичних кранах-регуляторах і магістральних трубопроводах, методи теоретичного та експериментального дослідження, комп'ютерне моделювання при вирішенні конкретних прикладних задач, зокрема, методи високопродуктивних обчислень.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному:

- Вперше запропоновано математичну трьохпоточну модель нестационарних тепло-гідравлічних процесів в пластинчастих теплообмінних апаратах, що, на відміну від відомих, враховує теплові втрати в навколишнє середовище, яка заснована на обґрунтованому представленні теплообмінника сукупністю теплопередаючих пластин, для кожної з яких вирішується нестационарне диференційне рівняння теплопровідності, включаючи передачу тепла між пластинами та кожухом теплообмінника, де для теплоносія розв'язується диференційне рівняння теплопереносу. Також запропоновано визначати параметри теплового стану теплообмінника на основі розрахунків для кількох пластин, які знаходяться ближче до кришок теплообмінника, що дозволило зменшити час моделювання не менше ніж у 5 разів.

- Удосконалено математичну модель тепло-гідравлічних процесів електропневматичного крана-регулятора, що включає в себе моделі попереднього регулятора, керуючого та виконавчого механізмів, в якій для кожного агрегату розв'язується диференційні рівняння нерозривності та зусиль на механічних агрегатах, а для керуючого механізму додатково розв'язується диференційне рівняння електричної енергії для електромагніту, та дозволяє визначати кут повороту регулюючої заслінки в залежності від параметрів повітря на вході в кран та керуючих імпульсів, що надходять від системи керування. На відміну від існуючої моделі удосконалена модель дозволяє враховувати вплив температури навколишнього середовища та аеродинамічних сил, що діють на заслінку.

- На основі аналізу результатів моделювання теплових та гідравлічних процесів в пневматичному трубопроводі з використанням розроблених комп'ютерних моделей, в тому числі моделей нестационарних тепло-гідравлічних процесів в пневматичному трубопроводі з використанням диференційних рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії по довжині трубопроводу, де враховується розривний режим течії при стрибках ущільнення, встановлено, що в зв'язку з великою інерційністю теплових процесів достатня для практики точність забезпечується при використанні моделі квазістационарних теплових гідравлічних процесів на основі

газодинамічних функцій. Така модель забезпечує суттєве прискорення розрахунків, не менше ніж у 8 разів.

- Вперше запропоновано математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають при сумісному функціонуванні СПП та ПОС, яка складається з математичних моделей основних агрегатів, що встановлені в пневматичній системі, та поєднані між собою відповідними інтерфейсами. Показано, що для кожної моделі можливо виконувати розрахунки з різним значенням кроку за часом, що дозволило пришвидшити розрахунок параметрів роботи системи зі збереженням достатньої точності.

Практичне значення отриманих результатів.

- Розроблено програмний засіб комп'ютерної реалізації на основі моделі пластинчастих теплообмінних апаратів, що дозволяє оцінити параметри теплообмінника, та на їхній основі вибрати теплообмінний апарат, що може бути встановлений на літаку. Дозволяє оцінити потрібні параметри допоміжної силової установки для здійснення повітряного запуску двигунів.

- Розроблено програмний засіб комп'ютерної реалізації на основі математичних моделей пневматичного крана-регулятора і магістрального трубопроводу, що дозволило відпрацювати системи управління краном-регулятором і зменшити обсяг натурних випробувань.

- Вперше запропоновано методику відпрацювання алгоритмів управління перехідними режимами системи підготовки повітря та протиобліднювальної системи літака при їх сумісному функціонуванні на основі використання розроблених математичних і комп'ютерних моделей теплових та гідравлічних процесів в їх елементах з урахуванням впливу системи управління. В основі методики – оцінка величини температури за первинним теплообмінним апаратом на протязі часу перехідного режиму. Значення температур отримуються в результаті розрахунку поля температур в ТА, де граничні умови на вході в гарячу лінію визначаються з використанням моделей ЕПЦР: зміна температури за часом за моделлю ЕПЦР, переключення між ступеням компресора двигуна, а зміна витрати – за моделлю ЕПЦР ПОС. Значення тиску перед ЕПЦР ПОС визначається на основі гідравлічного розрахунку з використання газодинамічних функцій.

- За допомогою розроблених моделей ТА, ЕПЦР та трубопроводів стало можливим відпрацювання алгоритмів управління СПП та ПОС при їх сумісному функціонуванні без проведення льотних випробувань, що дозволило запобігти появі аварійних відключень цих систем на перехідних процесах, тим самим підвищивши безпеку польоту та, відповідно, виключило появу додаткових витрат на усунення наслідків таких ситуацій.

Результати досліджень, розроблені моделі та програмні продукти їх чисельної реалізації використані:

- при вирішенні проблеми сумісного функціонування СПП і ПОС літаків Ан-158, Ан-178, а також при оптимізації каналів продувки теплообмінника літаків Ан-178 та Ан-132, Акт впровадження на ДП «АНТОНОВ» від 24.09.2018 р.

- при розробці алгоритмів керування ЕПЦР, які встановлені у пневматичних системах літаків розробки ДП «АНТОНОВ», Акт впровадження на

ПАТ «АВІАКОНТРОЛЬ» від 17.09.2018 р.

Особистий внесок здобувача Усі результати дисертаційної роботи, які винесені на захист, отримані автором самостійно. У роботах, опублікованих у співавторстві, автору належить: [6] – представлена модель стаціонарних теплових процесів у теплообміннику.

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційної роботи доповідалися та обговорювалися на наступних наукових конференціях: щорічній науково-технічній конференції молодих вчених та спеціалістів Інституту проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є.Пухова НАН України, м. Київ у 2013, 2014, 2015, 2016 р.р.; XIV міжнародній науково-практичній конференції "Розвиток інноваційної діяльності в сфері технічних і фізико-математичних наук" Миколаївський національний університет ім. В.О. Сухомлинського, м. Миколаїв, 2016 р.; VI міжнародній науковій конференції «Моделювання-2018» ПМЕ ім. Г.Є.Пухова НАН України. – м. Київ, 2018 р.; другій міжнародній науково-практичній конференції "Розвиток інноваційної діяльності в галузі технічних і фізико-математичних наук" Миколаївський національний університет ім. В.О. Сухомлинського, м. Миколаїв, 2018 р.

Публікації. Основні положення і результати дисертаційного дослідження опубліковані в 13 наукових працях, з яких: 6 статей у виданнях, що входять до переліку наукових фахових видань України (в тому числі 2 статті в журналі, індексованому в міжнародних наукометричних базах даних), 7 – публікації матеріалів конференцій.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається з анотації, вступу, 4 розділів, висновків, списку використаних джерел та 2 додатків. Загальний обсяг дисертації складає 155 сторінок. Основний зміст роботи викладено на 118 сторінках. Дисертація містить 59 рисунків і 5 таблиць. Список використаних джерел включає 100 найменувань.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтована актуальність теми дослідження, встановлений зв'язок роботи з науковими програмами, планами і темами, сформульована мета роботи, основні напрями досліджень і методи їх вирішення. Надані опис об'єкту і предмету досліджень, викладені наукова новизна і практичне значення отриманих результатів, наведені відомості про апробацію результатів роботи і публікації.

У першому розділі проведений аналіз структури СПП та ПОС і визначено основні конструктивні елементи, з яких вона формується. Виконана детальна, поелементна декомпозиція СПП та ПОС. Аналіз конструкції існуючих пневматичних сучасних літаків показав, що системи складаються з типових елементів (рис. 1), які можуть розміщуватися в довільному порядку

Виділені наступні основні елементи: теплообмінні апарати, крани-регулятори, пневматичні трубопроводи, заслінки, системи керування.

Проведено аналіз існуючих математичних моделей основних елементів та визначені ті елементи, математичні моделі яких потребують уточнення або необхідна розробка нової моделі.

Виконаний аналіз результатів розрахунків на основі існуючих математичних моделей теплообмінника з перехресним током та пневматичного трубопроводу. Результати аналізу моделей, які запропонували Д.Б. Сполдінг, Дж. Таборек, А.А. Жукаускас, А. Фраас, Х. Хаузен показали, що існуючі моделі не дозволяють коректно описувати втрати тепла у навколишнє середовище.

Математичне моделювання кранів-регуляторів, в основному, виконується за допомогою перехідних функцій. Ці методи являються привабливими за рахунок високої швидкості обчислення, проте сучасні крани-регулятори представляють собою складні комплекси, агрегати якого мають нелінійні характеристики. Крім того, як показали випробування нових кранів-регуляторів, оточуюче середовище також має значний вплив на характеристики крану-регулятора.

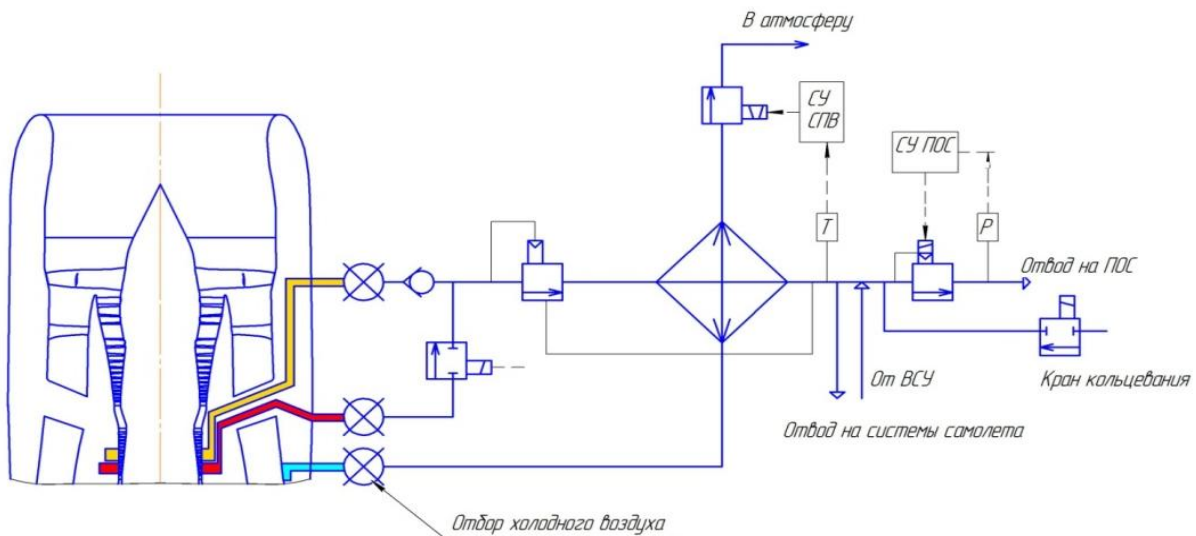


Рис. 1. Схема пневматичної системи літака

Для чисельного рішення рівнянь газодинаміки у трубопроводі здебільшого застосовують метод Годунова, який дозволяє виконати розрахунок течії при складних розривних течіях газу, що включають скачки ущільнення різної інтенсивності, зони розрідження та контактні розриви. Метод Годунова заснований на апроксимації потоків на межі розрахункових елементів сітки за допомогою точного вирішення задачі Рімана розпаду газодинамічного розриву. Ці методи є затратними по часу. Тому для можливості побудови загальної математичної моделі нестационарних теплових та гідравлічних процесів в СПП та проведення числових експериментів з моделлю за прийнятний час необхідно розробити математичну гідродинамічну модель процесів в трубопроводах та чисельну схему її реалізації, прийнятні для їх практичного використання.

В результаті проведеного аналізу обґрунтовані напрями наукового дослідження, сформульована мета дисертаційної роботи, визначені задачі дослідження і методи їх вирішення. На основі проведеного огляду і порівняльного аналізу застосованих методів і засобів математичного моделювання встановлена теоретична значущість і прикладна необхідність проведення досліджень у напрямі створення нових математичних моделей динамічних процесів, що відбуваються при роботі СПП та ПОС.

У другому розділі представлена трьохпоточна математична модель нестационарних теплових процесів у пластинчатому теплообміннику, яка включає теплообмін з навколишнім середовищем.

Модель основана на розв'язку диференційного рівняння теплопровідності. Теплообмінник розглядається як сукупність однорідних пластин, товщина яких значно менша за довжину та ширину. Поміж пластин розміщені канали повітря, параметри яких змінюють вздовж пластини.

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a_m \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (1)$$

де a_m - коефіцієнт температуропередачі, T - температура пластини; τ - час; x, y, z - координати на пластині.

Прийняті наступні припущення: теплоносіями є повітря як ідеальний газ; параметри повітря в кожній точці елементарного об'єму постійні; променевий теплообмін не розглядається; інтенсивність тепловіддачі між теплоносіями та конструкцією визначається коефіцієнтами тепловіддачі.

Виділяються наступні розрахункові частини:

- Теплопередавальні пластини
- Корпус теплообмінного апарата
- Трубопроводи підводу та відводу повітря до теплообмінного апарату

Теплопередавальні пластини представлені на рисунку 2.

Граничні умови для даного елемента:

- для ділянок передачі тепла конвекцією
- для ділянок, в яких пластина з'єднана з елементами гофрованих вставок трикутного перетину

$$\lambda_{пл} \frac{\partial T}{\partial y} - \frac{\lambda_{гофр}}{\Delta_1} (T_{гофр1,i-1} - T_{нов1}) - \frac{\lambda_{гофр}}{\Delta_1} (T_{гофр1,i+1} - T_{нов1}) = 0$$

де $T_{гофр}$ - температура в центрі гофрованої вставки; $\lambda_{гофр}$ - коефіцієнт теплопровідності гофрованої вставки; Δ - висота гофрованої вставки.

$$T_{гофр} = T_{в,i-1} - \left(\frac{1}{\alpha_{i-1}} + \frac{0.5\delta_{гофр}}{\lambda_{гофр}} \right) \frac{T_{в,i-1} - T_{в,i}}{\frac{1}{\alpha_{i-1}} + \frac{\delta_{гофр}}{\lambda_{гофр}} + \frac{1}{\alpha_i}}$$

де $\delta_{гофр}$ - товщина стінки гофрованої вставки.

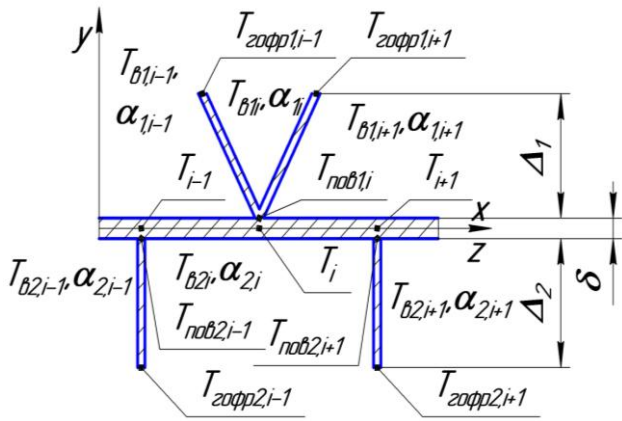


Рис. 2. Схема теплопередаючих пластин

$$\lambda_{нл} \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha_1 (T_{нов1} - T_{в1}); \lambda_{нл} \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha_2 (T_{нов2} - T_{в2})$$

де $\lambda_{нл}$ - коефіцієнт теплопровідності пластини; $T_{нов}$ - температури на поверхні пластини; $T_{в}$ - температура теплоносія (повітря); α - коефіцієнт тепловіддачі теплоносія;

- для ділянок, в яких пластина з'єднана з елементами гофрованих вставок квадратного перетину

$$\lambda_{нл} \frac{\partial T}{\partial y} - \frac{\lambda_{зoфp}}{\Delta_2} (T_{зoфp2,i-1} - T_{нов2}) = 0$$

Корпус теплообмінника представлений на рисунку 3.

Граничні умови на внутрішній поверхні корпусу відповідають граничним умовам для теплопередаючої пластини.

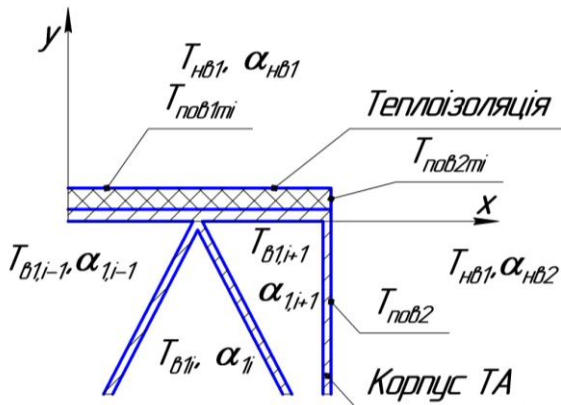


Рис. 3. Корпус теплообмінника

На зовнішній поверхні

$$\begin{cases} \lambda_{mi} \frac{\partial T_{mi}}{\partial y} = \alpha_{нп1} (T_{нов1,mi} - T_{нп}) \\ \lambda_{mi} \frac{\partial T_{mi}}{\partial x} = \alpha_{нп2} (T_{нов2,mi} - T_{нп}) \\ \lambda_{корпус} \frac{\partial T_{корпус}}{\partial x} = \alpha_{нп2} (T_{нов2} - T_{нп}) \end{cases}$$

На границі контакту корпусу і теплоізоляції

$$\lambda_{корпус} \frac{\partial T_{корпус}}{\partial y} - \lambda_{mi} \frac{\partial T_{mi}}{\partial y} = 0$$

Рівняння (1) вирішується скінченнорізницевиими методами, для чого перетворюється у наступне рівняння використовуючи схему з вагами:

$$T_i^{k+1} = \frac{\frac{T_i^k}{\Delta \tau \cdot a} + \theta \cdot (A + D + E)^{k+1} + (1 - \theta) \cdot \sigma^k}{\frac{1}{\Delta \tau \cdot a} - \theta \cdot (B + C + F)} \quad (2)$$

де $a_\theta = \lambda / \rho c_p$ - коефіцієнт температуропровідності повітря;

$$\sigma^{k+1} = \left(\frac{T_{ix-1}^* + T_{ix+1}^*}{\Delta x^2} + \frac{T_{iy-1}^* + T_{iy+1}^*}{\Delta y^2} + \frac{T_{iz-1}^* + T_{iz+1}^*}{\Delta z^2} - \frac{2T_i^*}{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \right)^{k+1}; \quad (3)$$

A, B, C, D, E, F - параметри, що визначають теплопередачу по координатним осям, а саме $A, B - x; C, D - y; E, F - z$. Для прикладу:

$$A = \frac{1}{\Delta x^2} \left(\frac{T_{i+1} \cdot n_{i+1}}{n_{i+1} + n_i} + \frac{T_{i-1} \cdot n_{i-1}}{n_{i-1} + n_i} \right), \quad B = \frac{1}{\Delta x^2} \left(\frac{n_i}{n_{i+1} + n_i} + \frac{n_i}{n_{i-1} + n_i} - 2 \right) \quad (4)$$

У випадку коли на межі розрахункового елемента теплопровідність $n = \lambda / \Delta x$, для конвекції $n = \alpha$.

Невідомі значення температури на гранях T^* розрахункових елементів знаходяться з рівнянь теплових потоків на попередній ітерації.

На рис. 4 представлено розрахунковий елемент.

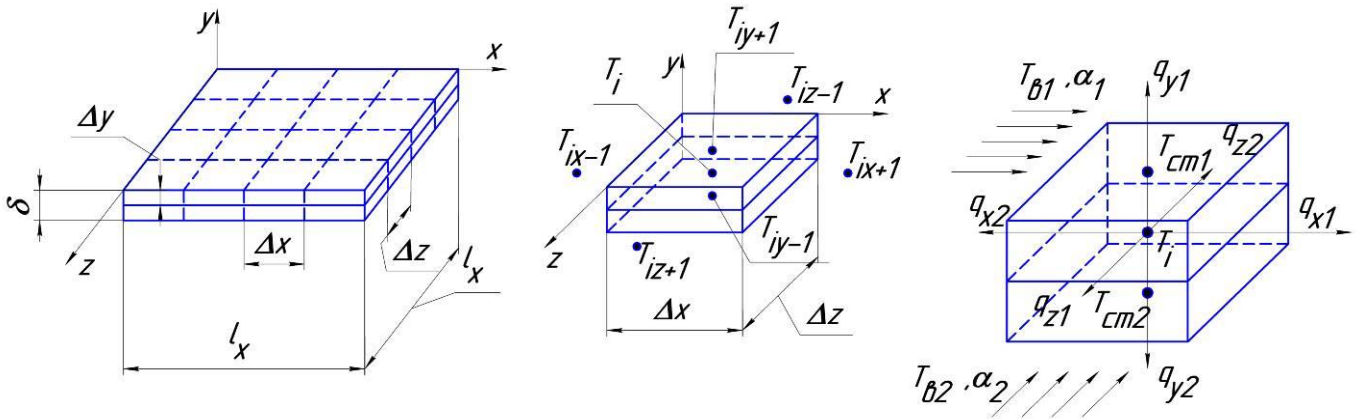


Рис. 4. Поділ теплообмінника на розрахункові елементи

Рівняння (2) вирішується методом Зейделя.

Коефіцієнти тепловіддачі визначаються за наступними залежностями¹

$$Nu_T = 0.024 \left(1 + \left(\frac{d}{L} \right)^{2/3} \right) Re^{0.789} Pr^{0.45} \quad \text{при } Re > 10000$$

$$Nu_L = 3.66 + 0.0668 \cdot Pe \frac{d}{L} / \left(1 + 0.045 \left(Pe \frac{d}{L} \right)^{2/3} \right) \quad \text{при } Re < 2300 \quad (5)$$

$$Nu = 10 \left(\frac{Re - 2300}{10000 - 2300} \right) (\lg(Nu_T) - \lg(Nu_L) + \lg(Nu_L)) \quad \text{при } 2300 < Re < 10000$$

Моделювання потоків теплоносіїв. Рівняння, що описує теплопередачу у теплоносії має вигляд:

$$\rho \cdot c_p \left(\frac{\partial T}{\partial \tau} + \omega \frac{\partial T}{\partial x} \right) = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \quad (6)$$

де ρ - густина теплоносія; c_p - теплоємність; ω - швидкість потоку; λ - теплопровідність повітря.

¹ Хаузен Хельмут. Теплоотдача при противотоке, прямотоке и перекрестном токе: пер. с нем. Москва: Энергоиздат, 1981. 384 с.

$$T_i^{\tau+1} = \frac{F_{\text{канал}} \rho \left(a_{\text{в}} (A_{\text{в}} + D_{\text{в}} + E_{\text{в}})^{\tau+1} - \frac{T_i^{\tau}}{\Delta \tau} \right) - G_{\text{канал}} \frac{\left(T_{i_{\text{канал}}} - T_{i_{\text{канал}}-1} \right)^{\tau+1}}{\delta_{\text{канал}}}}{\rho F_{\text{канал}} \left(\frac{1}{\Delta \tau} - a_{\text{в}} (B_{\text{в}} + C_{\text{в}} + F_{\text{в}})^{\tau+1} \right)} \quad (7)$$

де $F_{\text{канал}}$ і $G_{\text{канал}}$ - площа та витрата теплоносія через розрахунковий елемент.

За допомогою рівнянь (2) та (7) з початкового розподілу температури по пластині можна визначити розподіл температури в будь-який момент часу.

Для гідравлічного розрахунку теплообмінник представляємо у вигляді сукупності гілок з'єднаних паралельно, кожна з яких має свій гідравлічний опір. Перепад статичного тиску для кожної гілки однаковий.

$$\Delta p_{\text{гілок}} = p_{\text{вихід}} - p_{\text{вхід}} = \text{const} \quad (8)$$

Так як швидкість у теплообміннику невелика, гідравлічні процеси в каналах теплообмінника розглядаються як квазістаціонарні.

Система рівнянь для каналів теплообмінника має вигляд:

$$\Delta p_i = f_i(G_i); \quad \sum_{i=1}^n G_i = G_{\text{сум}} \quad (9)$$

В якості вихідних даних в системі задаються статичний тиск на виході, сумарний витрата через теплообмінник і розподіл температури повітря уздовж теплообмінника. Здається початкове значення перепаду тиску. Для кожного каналу задається початкове значення витрати повітря. Для кожного каналу визначається значення витрати, при якому перепад тиску в каналі дорівнює заданому. Якщо при цьому сума витрат повітря через всі канали дорівнює сумарній витраті повітря через теплообмінник розрахунок припиняється, в іншому випадку змінюється значення перепаду тиску, заданий в попередній ітерації.

Для визначення втрати тиску використовуємо модель елемента ділянки мережі на основі газодинамічних функцій.

Алгоритм розрахунку теплового тану теплообмінника наступний. Після розбиття розрахункової сітки та призначення кожному розрахунковому елементу початкового значення температури виконується: 1. Визначається значення параметру σ^k . 2. Виконується гідравлічний розрахунок, в результаті якого визначається для кожного елемента з повітрям значення витрати, тиску та густини. 3. Визначаються коефіцієнти тепловіддачі та коефіцієнти A, B, C, D, F, E . 4. Виконується розв'язок рівняння теплопередачі для пластин (2). Початкове значення нев'язки для температури між теперішньою та попередньою ітерацією дорівнює $n_{\text{пластин}} = 0.5 \text{ K}$. 5. Визначаються коефіцієнти $A_{\text{в}}, B_{\text{в}}, C_{\text{в}}, D_{\text{в}}, F_{\text{в}}, E_{\text{в}}$. 6. Виконується розв'язок рівняння енергії (7) для теплоносія. 7. Розраховуємо кількість теплової енергії що залишила кожний канал теплоносія. 8. Визначаємо температуру кожного теплоносія на виході з теплообмінника. 9. Якщо значення суми нев'язки гарячого та холодного теплоносіїв між поточною та попередньою ітерацією менше 0.1 K то розрахунок на даному кроці за часом припиняємо і переходимо до наступного

кроку. В іншому випадку зменшуємо задане значення нев'язки температури пластин у 1.7 разів, і знову виконуємо п.2 -9.

На основі наведених математичних моделей розроблений прикладний додаток, який дозволяє обчислити температурний стан теплообмінника. Потрібно задати параметри теплоносіїв та початковий розподіл температури в теплообміннику, який також можна визначити з розрахунку теплового стану теплообмінника на стаціонарному режимі, коли $\tau = \infty$ і, відповідно, в рівняннях (2) та (7) $1/\tau = 0$. Для прискорення розрахунків використовувалися багатопоточне програмування на основі Open MP.

На рис. 5. приведено результати розрахунку теплообмінника у вигляді розподілу температури уздовж тепло передаючої пластини (а) та у вигляді залежності зміни температур теплоносіїв на виході теплообмінник у часі (б).

Проведені чисельні експерименти показали, що температурне поле теплоносіїв і теплопередаючих пластин істотно відрізняється лише для 2 – 3 пластин, що розташовані біля кришок теплообмінника. Для пластин, що знаходяться всередині теплообмінника температурне поле є однаковим. Оскільки теплообмінники складаються в основному з 60 -70 пластин, для прискорення розрахунку ведуться тільки для 2 - 3 пластин, що знаходяться біля кожної кришки теплообмінника. Результати розрахунку 3-ї пластини розповсюджуються на ті, що в центрі.

Проведені натурні експерименти теплообмінника дозволили уточнити параметри моделі.

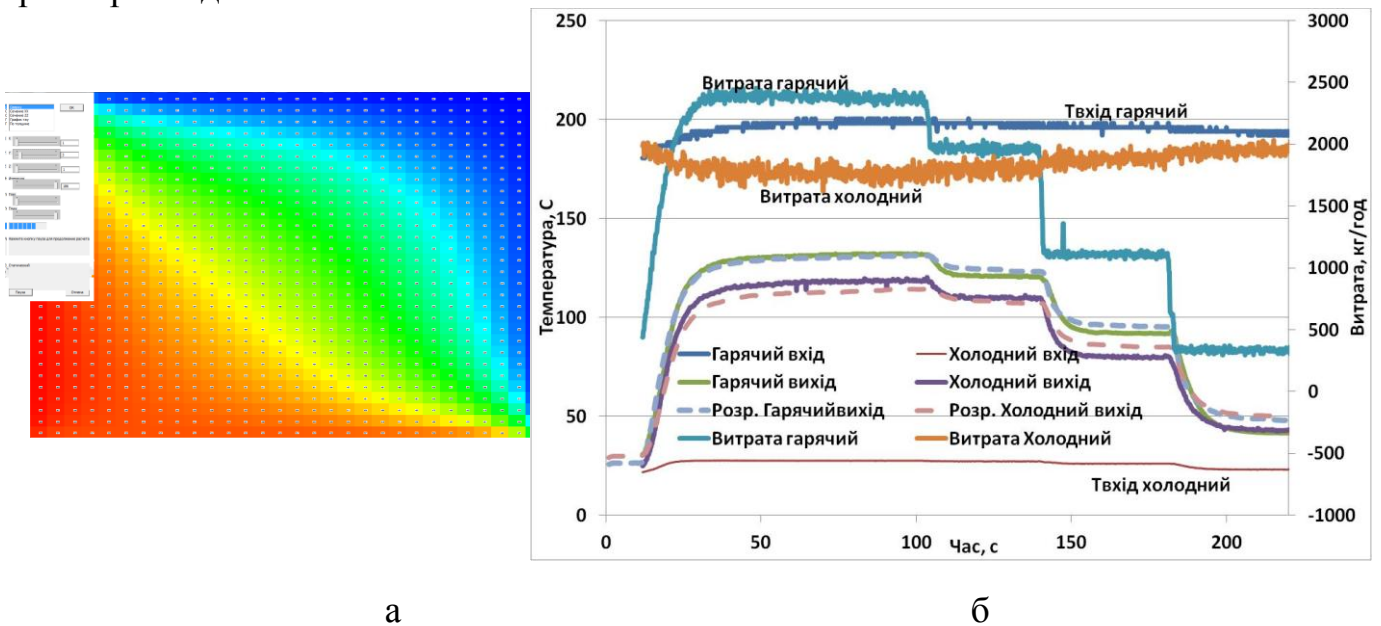


Рис 5. Результати теплового розрахунку теплообмінника: а – розподіл температури по поверхні пластини; б – порівняння розрахунків з експериментальними даними

Порівняння нестационарних процесів виконувалося визначенням коефіцієнту детермінації:

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (y_{\text{випр}_i} - y_{\text{розр}_i})^2}{\sum_{i=1}^n (y_{\text{випр}_i} - \overline{y_{\text{випр}}})^2}$$

де $y_{\text{випр}}$ – значення заміряне у випробуванні; $y_{\text{розр}}$ - значення, яке визначено

за допомогою моделі; $\overline{y_{винр}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_{винр}$ – середнє значення; n - кількість точок, що порівнюються.

Порівняльний аналіз результатів чисельного та натурного експерименту показує, що розроблена математична модель забезпечує похибку в розрахунку не більше 6 °С, а найменше значення коефіцієнту детермінації становить $R^2=0.88$, що є достатнім для інженерних розрахунків.

У 3 розділі представлена математична модель нестационарних гідравлічних процесів в електропневматичному цифровому крані-регуляторі.

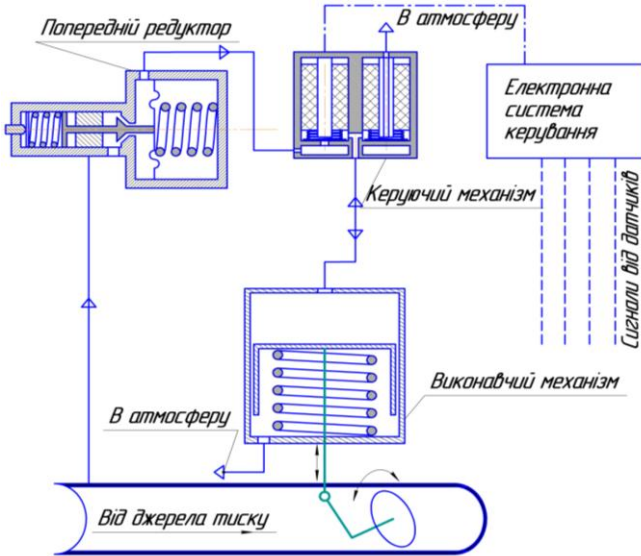


Рис. 6. Схема ЕПЦР

Схема ЕПЦР представлена на рис. 6. ЕПЦР конструктивно поділяється на попередній редуктор, управляючий механізм, виконуючий механізм. Для кожного елемента складається система диференціальних рівнянь. Використовуються рівняння нерозривності, рівняння зусиль на рухомих частинах ЕПЦР, рівняння теплової енергії та рівняння електричної енергії для магнітів керуючого пристрою.

Використовується скінченно-різницьовий метод вирішення диференціальних рівнянь. Остаточний вид рівнянь:

Для попереднього редуктора

$$p_{ред}^{j+1} = p_{ред}^j + \frac{RT}{V_{ред}} (G_{вход}(p_{ред1}^{j+1}) - G_{выход}(p_{ред2}^{j+1}, F_{ред})) \Delta \tau \quad (10)$$

$$x_{ред}^{j+1} = \frac{\Delta \tau^2}{m_{ред} + N \Delta \tau + (Z_{пр1} - Z_{пр2}) \Delta \tau^2} \times \left(P_{затпр2} - P_{затпр1} - p_{ред1}^{j+1} S_{порш2} + \frac{m_{ред}}{\Delta \tau^2} (2x_{ред}^j - x_{ред}^{j-1}) + N \frac{x_{ред}^j}{\Delta \tau} \right) \quad (11)$$

де $m_{возд}$ - маса повітря в об'ємі редуктору; $V_{ред}$ - об'єм повітря в редукторі; $p_{ред}$ - статичний тиск в редукторі; $p_{маг}$ - тиск у магістральному трубопроводі; $G_{вход}(p_{маг}, p_{ред2}), G_{выход}(p_{ред2}, F_{ред})$ - функції витрат повітря на виході та вході в редуктор; $F_{ред}$ - площа дроселюючого отвору; $x_{ред}$ - положення золотника редуктора; $P_{затпр}$ - попередня зтяжка пружини, $Z_{пр}$ - жорсткість пружини; $p_{ред}$ - тиск в редукторі; $S_{порш}$ - площа поршня редуктора; N - коефіцієнт тертя ковзаючої пари.

Для керуючого пристрою

$$I^{j+1} = \left(U + I^j \frac{L}{\Delta\tau} \right) \frac{1}{R(T_{кл}) + \frac{L}{\Delta\tau}} \quad (12)$$

$$p_{yy}^{j+1} = p_{yy}^j + \frac{RT}{V_{yy}} \left(G_{кльход} \left(x_{кльход}^{j+1}, p_{yy}^{j+1}, p_{ред}^{j+1} \right) - G_{кльых} \left(x_{кльых}^{j+1}, p_{yy}^{j+1}, p_{исп}^{j+1} \right) - G_{исп} \left(p_{yy}^{j+1}, p_{исп}^{j+1} \right) \right) \Delta\tau \quad (13)$$

$$x_{кл}^{j+1} = \left(-P_{затпр} + \frac{L^2 \cdot I^2}{2\mu_0 \mu_{серд} S_{серд}} - m_{кл} \frac{x_{кл}^{j-1} - 2x_{кл}^j}{\Delta\tau^2} \right) \frac{1}{\frac{m_{кл}}{\Delta\tau^2} + Z_{пр}} \quad (14)$$

де U , I - електрична напруга та струм через котушку електромагніту; $R, T_{кл}$ - опір котушки електромагніта та її температура; L - індуктивність електромагніту; V_{yy} , p_{yy} - об'єм порожнини та тиск повітря в керуючому пристрої; $G_{кльход}$, $G_{кльых}$, $G_{исп}$ - витрата повітря через вхідний клапан, клапан збросу та на виконавчий пристрій; $m_{кл}$ - маса рухомих частин електроклапану; $x_{кл}$ - положення клапану; $L^2 \cdot I^2 / (2\mu_0 \mu_{серд} S_{серд})$ - сила створюєма електромагнітом.

Для виконавчого пристрою

$$p_{исп}^{j+1} = \left(\left(V_{исп} + S_{порш} x_{порш}^{j+1} \right) \frac{dp_{исп}}{\Delta\tau} + R \cdot T \cdot G_{исп} \left(p_{yy}^{j+1}, p_{исп}^{j+1} \right) \right) \times \frac{\Delta\tau}{V_{исп} + S_{порш} \left(2x_{порш}^{j+1} - x_{порш}^j \right)} \quad (15)$$

$$x_{порш}^{j+1} = \frac{(p_{исп} - p_{нв}) S_{порш} - P_{затпр} - P_{шток} + m_{порш} \frac{(2x_{порш}^{j+1} - x_{порш}^{j-1})}{\Delta\tau^2}}{\frac{m_{порш}}{\Delta\tau^2} + Z_{пр}} \quad (16)$$

Де $V_{исп}$ - об'єм порожнини над поршнем; $S_{порш}, x_{порш}$ - площа поршню та положення штоку; $p_{исп}$ - тиск повітря у виконавчому механізмі; $G_{исп}$ - витрата повітря на вході в виконавчий пристрій; $m_{порш}$ - маса рухомих частин штоку; $p_{нв}$ - тиск повітря навколишнього середовища; $P_{шток}$ - сила діюча на шток заслінки.

Оскільки експериментальні дані по силі $P_{шток}$ відсутні, для її визначення виконані чисельні експерименти за допомогою пакету ANSYS CFX. Були отримані значення моменту аеродинамічних сил, що діють на заслінку, при різних кутах повороту заслінки та числа Рейнольдса. Після обробки даних, за допомогою метода найменших квадратів отримана наступна залежність:

$$M_{аеро} = A \cdot Re + B \quad (17)$$

Де A і B - поліноміальні залежності від кута повороту заслінки.

На основі представленої математичної моделі розроблений програмний засіб комп'ютерної реалізації для обчислення параметрів крану-регулятора.

Проведені натурні експерименти ЕРЦР дозволили уточнити параметри моделі.

Порівняння результатів обчислень з даними отриманими в натурному експерименту показали схожість з достатньою точністю. Результати зображені на рис. 7.

На основі порівняння результатів чисельного експерименту з результатами натурного експерименту визначено, що максимальне відхилення між ними не перевищує $0,1 \text{ кгс/см}^2$, а найменше значення коефіцієнту детермінації становить $R^2=0.8973$, що є достатнім для практичного використання.

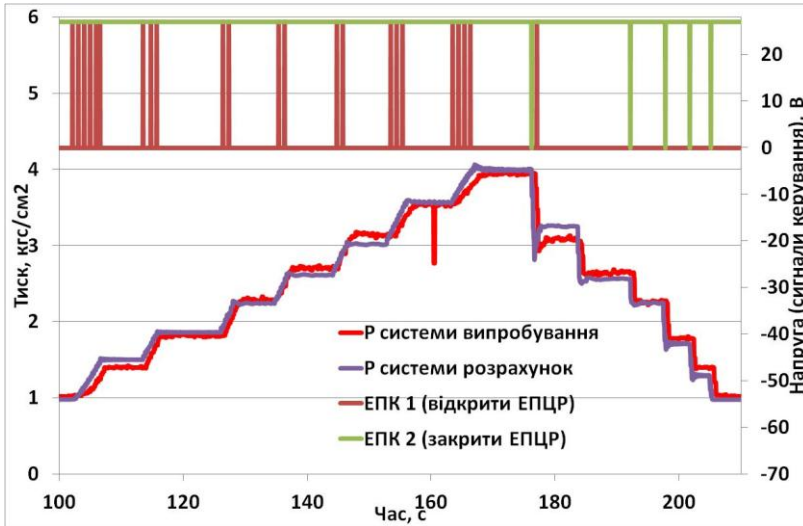


Рис. 7. Порівняння результатів моделювання ЕПЦР з експериментом

Математична модель нестационарних гідравлічних процесів в пневматичному трубопроводі.

Рівняння, що описують нестационарні процеси повітря в трубі мають вид:

– рівняння нерозривності

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial \rho \omega}{\partial x} = 0; \quad (18)$$

– рівняння збереження імпульсу

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial \tau} + \omega \frac{\partial \rho \omega}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial x} + \xi \frac{\rho \omega^2}{2d} = 0; \quad (19)$$

– рівняння збереження енергії:

$$\frac{\partial (\rho e + \rho \omega^2 / 2)}{\partial \tau} + \frac{\partial \left(\rho \omega \left(e + \frac{p}{\rho} + \frac{\omega^2}{2} \right) \right)}{\partial x} = 0 \quad (20)$$

– рівняння стану

$$\frac{p}{\rho} = RT; \quad (21)$$

Особливістю процесу руху повітря в трубопроводі є виникнення скачка ущільнення при критичному перепаді тисків, що призводить до розриву параметрів повітря у місці виникнення скачка. Тому для розв'язку рівнянь (18) – (21) використано метод Годунова.

У четвертому розділі розроблено математичну модель нестационарних теплових процесів в СПП і ПКС літака, для якої додатково були розроблені математичні моделі пневматичного трубопроводу, заслінок, підсистеми відбору повітря від двигуна та системи керування

Параметри потоку на границях області визначаються з гідравлічного розрахунку через відповідну границю на основі газодинамічних функцій.

На рисунку 8 приведено результати нестационарного розрахунку статичного тиску для трубопроводу довжиною 1.8 м, діаметром 63 мм за наведеною методикою. Повний тиск на вході 5 атм. Тиск зовнішнього повітря 1 атм. Температура повітря 30°C. Вихід в атмосферу здійснюється без перешкод.

Результати розрахунків показали, що гідравлічні процеси у трубопроводі протікають зі швидкістю значно вищою чим швидкість зміни теплових процесів. Тому при моделюванні пневматичних трубопроводів, для пришвидшення розрахунків, гідравлічні процеси краще розглядати як квазістационарні, проводячи на кожному кроці за часом гідравлічний розрахунок.

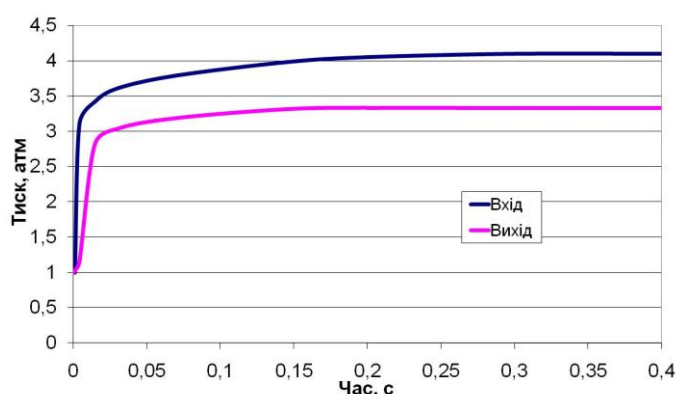


Рис. 8. Графік зміни статичного тиску в початковій і кінцевій ділянці трубопроводу

Математичні моделі запірних агрегатів.

Заслінки, що встановлюються у трубопроводах з великим тиском, конструктивно схожі з електропневматичним краном-регулятором, на відміну від якого вони не виконують регулюючої функції. Керуючий механізм такої заслінки складається з одного електромагнітного клапана. Для опису заслінок можна вдосконалити математичну модель

представлену у розділі 3, проте, враховуючи те, що час відкриття та закриття заслінок загалом складає 3 – 4 с, моделювання виконується за допомогою передаточної функції:

$$F_{засл} = F_0 + f(t); F_{\min} \leq F_{засл} \leq F_{\max} \quad (22)$$

де F_0 - значення площі перетину труби в перетині де знаходиться заслінка на момент подачі керуючого імпульсу; $f(t)$ - функція залежності площі поперечного перетину труби від часу подачі заслінки; F_{\min}, F_{\max} - мінімально та максимально можливі площі трубопроводу.

Заслінки, що встановлюються у трубопроводах з малим тиском, а це лінія продувки холодним повітрям теплообмінника, мають електромеханічний привід. Швидкодія таких заслінок складає 20 – 30 с. Тому їх також моделюємо за допомогою формули (22).

Особливості моделювання крана-регулятора СПП. У зв'язку з тим, що немає інформації про конструкцію крана-регулятора СПП, математичну модель для нього не було розроблено. Даний кран-регулятор забезпечує підтримку тиску повітря в точці трубопроводу за теплообмінником. Значення тиску відоме. Тому, у місці встановлення крана-регулятора СПП робимо розрив трубопроводу. Окремо виконуємо моделювання процесів в трубопроводах за краном та після нього. Після крана-регулятора СПП моделювання гідравлічних процесів відбувається таким

чином, щоб у потрібному місці за теплообмінником значення тиску повітря було таким, яке підтримує кран-регулятор СПП.

Система керування являє собою електронні блоки до яких під'єднані датчики вимірювання параметрів повітря. Програмне забезпечення цих блоків працює циклічно з відомим часом одного циклу. Тому система керування моделюється відповідними затримками у часі для зчитування інформації з датчиків, обробки інформації та видачі керуючих сигналів на агрегати в системі.

Узагальнена модель поєднує в собі:

- математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають у перехреснопоточному теплообміннику;
- математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають у електропневматичному крані регуляторі;
- математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають у магістральному трубопроводі;
- математичну модель крану-регулятора тиску в СПП;
- математичну модель крану-регулятора температури в СПП;
- математичну модель заслінки відбору від високого ступеня;
- математичну модель підсистеми відбору повітря від двигуна;
- математичну модель систем управління СПП та ПОС.

Моделювання роботи СПП та ПОС відбувається за наступним алгоритмом.

Після побудови схеми системи формується топологія системи. Суть цього процесу - формування інтерфейсів взаємодії використовуваних моделей. Потрібно вказати для кожної математичної моделі із якої моделі потрібно взяти відповідні параметри для формування граничних умов моделі, що розглядається, а також відповідну модель, в яку передаються результати обчислень.

Після формування топології системи задаються початкові дані та граничні умови: висота, швидкість, температура повітря, положення ручки управління двигуна (РУД), та закони по яким вони змінюються у часі. Також потрібно задати конструктивні параметри кожного агрегату, алгоритми за якими працює автоматична система керування (закони регулювання температури та тиску), дросельні характеристики споживачів, початкові умови.

Наступним кроком відбувається побудова розрахункових сіток усіх елементів.

На основі заданих вхідних даних за допомогою математичної моделі двигуна визначається значення параметрів повітря (тиск та температура) на фланцях відбору від двигуна.

Спочатку відбувається обчислення параметрів повітря магістрального трубопроводу. Наступним виконується обчислення моделі ЕПЦР. За значеннями параметрами повітря перед ЕПЦР, сигналів від системи керування та початкових значень параметрів елементів ЕПЦР визначається кут відкриття заслінки ЕПЦР. Крок за часом з яким розраховується тепловий стан системи більший ніж крок розрахунку пневматичних елементів системи.

При досягненні наступного кроку розрахунку теплового стану спочатку виконується розрахунок підсистеми відбору повітря від двигуна, з якого визначається температура на вході в СПП. Далі виконується розрахунок

магістрального трубопроводу СПП та продувочної лінії для визначення тиску на вході в теплообмінник. Виконується перша ітерація обчислення теплового стану теплообмінника та його гідравлічний розрахунок, з яких визначаються температури повітря на виході з теплообмінника та коефіцієнти гідравлічного опору. Описані дії виконуються далі, доки не буде досягнуто відповідного значення нев'язок.

При досягненні кроку за часом розрахунку систем керування відбувається збір інформації про параметри повітря з відповідних розрахункових елементів, обчислення параметрів системи керування та видача відповідних сигналів в моделі агрегатів системи.

За допомогою розробленої моделі виконано ряд обчислень роботи СПП та ПОС. Порівняння результатів моделювання роботи системи для нового алгоритму керування краном-регулятором ПОС з існуючим, при якому можливе перевищення температури в системі вище допустимої, наведені на рисунку 9.

У додатках наведено документи про впровадження результатів дисертаційної роботи та результати перевірки обладнання, що використовувалось для проведення експерименту.

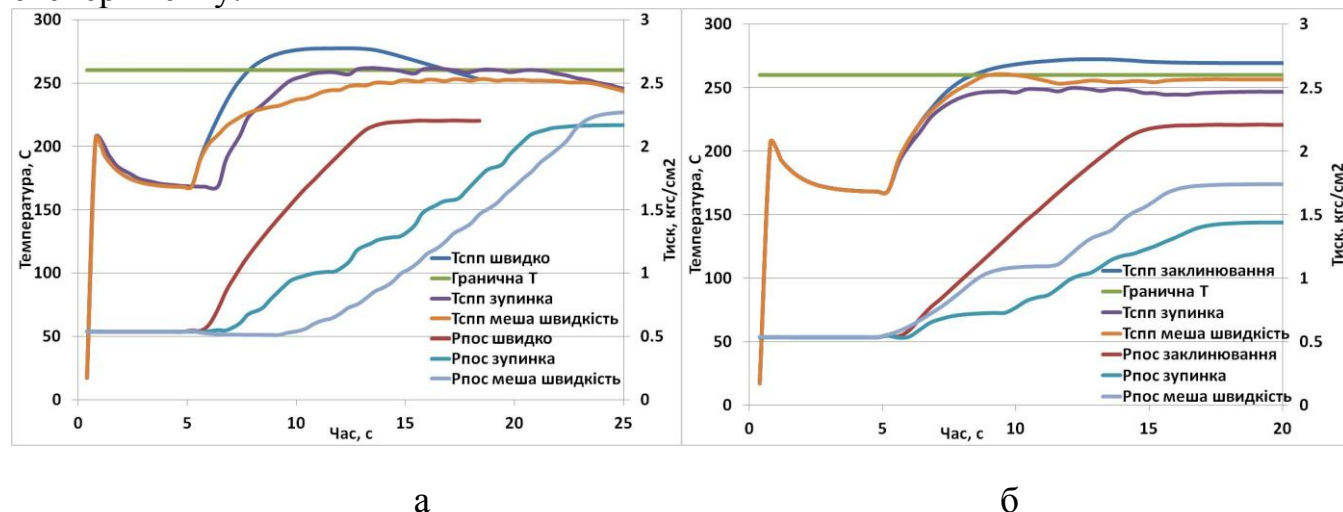


Рис. 9. Порівняння результатів моделювання нових алгоритмів керування системою з існуючим: а – при швидкому відкритті крану-регулятора; б – при заклинюванні заслінки продувки ТА

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішено актуальну науково-прикладну задачу розробки математичних моделей та програмних засобів комп'ютерної реалізації, що дозволили моделювати нестационарні теплові та гідравлічні процеси, які протікають в елементах пневматичних систем літака, а саме СПП та ПОС, з урахуванням впливу систем керування ними.

В рамках виконаної роботи отримані наступні наукові та практичні результати.

1. Вперше запропоновано математичну трьохпоточну модель нестационарних тепло-гідравлічних процесів в пластинчастих теплообмінних апаратах, що, на відміну від відомих, враховує теплові втрати в навколишнє середовище, яка заснована на обґрунтованому представленні теплообмінника сукупністю теплопередаючих пластин, для кожної з яких вирішується нестационарне диференціальне рівняння теплопровідності, включаючи передачу тепла між

пластинами та кожухом теплообмінника, де для теплоносія розв'язується диференційне рівняння теплопереносу. Порівняльний аналіз результатів чисельного та натурального експериментів показав, що розроблена математична модель забезпечує похибку в розрахунках не більше 6°C , а найменше значення коефіцієнту детермінації становить $R^2=0.88$, що є достатнім для інженерних розрахунків.

2. Запропоновано підхід визначення параметрів теплового стану теплообмінника на основі розрахунків для кількох пластин, які знаходяться ближче до кришок теплообмінника, що дозволило зменшити час моделювання не менше ніж у 5 разів.

3. Удосконалено математичну модель нового електроцифрового пневматичного крана-регулятора. Для кожного агрегату ЕПЦР розв'язується диференційні рівняння нерозривності та зусиль на механічних агрегатах. Для керуючого механізму додатково розв'язується диференційне рівняння електричної енергії для електромагніту. Модель дозволяє визначати кут повороту регулюючої заслінки в залежності від параметрів повітря на вході в кран та керуючих імпульсів, що надходять від системи керування. На відміну від існуючих моделей удосконалена модель дозволяє враховувати вплив температури навколишнього середовища, аеродинамічних сил, що діють на заслінку. На основі порівняння результатів чисельного експерименту з результатами натурального експерименту визначено, що максимальне відхилення між ними не перевищує $0,1 \text{ кгс/см}^2$, що є достатнім для практичного використання.

4. Розроблена математична модель теплових та гідравлічних процесів в пневматичному трубопроводі з використанням диференційних рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії по довжині трубопроводу, де враховується розривний режим течії при стрибках ущільнення. Результати обчислень за даною моделлю нестационарних гідравлічних процесів показали, що в зв'язку з великою інерційністю теплових процесів, достатня для практики точність забезпечується при використанні моделі квазістационарних теплових гідравлічних процесів на основі газодинамічних функцій. Така модель забезпечує суттєве, до 8 раз, прискорення розрахунків.

5. Розроблено математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають в системах підготовки повітря та протиобліднювальних системах. Модель включає в себе:

- математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають у перехресно поточному теплообміннику;
- математичну модель нестационарних теплових та гідравлічних процесів, що протікають у електропневматичному крані регуляторі;
- математичну модель нестационарних теплових та квазістационарних гідравлічних процесів, що протікають у магістральному трубопроводі;
- математичну модель крану-регулятору тиску в СПП;
- математичну модель крану-регулятору температури в СПП;
- математичну модель заслінки відбору від високого ступеня;
- математичну модель підсистеми відбору повітря від двигуна;
- математичну модель систем управління СПП та ПОС.

6. Розроблено методику відпрацювання алгоритмів управління перехідними режимами системи підготовки повітря та протиобліднювальної системи літака. В основі методики – оцінка величини температури за первинним теплообмінним апаратом на протязі часу перехідного режиму. Значення температур отримуються в результаті розрахунку поля температур в ТА, де граничні умови на вході в гарячу лінію визначаються з використанням моделей ЕПЦР: зміна температури за часом за моделлю ЕПЦР переключення між ступеням компресора двигуна, а зміна витрати – за моделлю ЕПЦР ПОС. Значення тиску перед ЕПЦР ПОС визначається на основі гідравлічного розрахунку з використанням газодинамічних функцій.

7. Найбільш вагомими результатами для практичного застосування становлять:

7.1. Розроблено програмний засіб комп'ютерної реалізації на основі моделі пластинчастих теплообмінних апаратів, що дозволяє оцінити параметри теплообмінника, та на їхній основі вибрати теплообмінний апарат, що може бути встановлений на літаку. Дозволяє оцінити потрібні параметри допоміжної силової установки для здійснення повітряного запуску двигунів.

7.2. Розроблено програмний засіб комп'ютерної реалізації на основі математичних моделей пневматичного крана-регулятора і магістрального трубопроводу, що дозволило відпрацьовувати системи управління краном-регулятором і зменшити обсяг натурних випробувань.

7.3. Розроблено програмний засіб комп'ютерної реалізації для моделювання нестационарних теплових та гідравлічних процесів в СПП та ПОС при їх сумісному функціонуванні, що вперше дозволило формувати алгоритми системи управління для літаків Ан-148, Ан-178, та не потребує оцінки її роботи в льотних випробуваннях на аварійних режимах.

7.4. Надано рекомендації для уточнення алгоритму керування ЕПЦР ПОС для запобігання аварійних відключень СПП літаків АН-148, АН-158 та АН-178, що дозволило підвищити безпеку польотів.

7.5. Розроблено апаратуру для вимірювання параметрів повітря на пневматичних стендах.

СПИСОК ПРАЦЬ ОПУБЛІКОВАНИХ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Чирва А.А. Особенности моделирования теплообменных аппаратов установленных в системах подготовки воздуха самолетов. *Моделювання та інформаційні технології: Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України*. Київ. 2013. Вип. 69. С. 112–117.

2. Чирва А.А. Моделирование нестационарных тепловых процессов в пластинчатых теплообменниках с учетом внешнего обтекания. *Електронне моделювання*. 2014. Т. 36, № 6. С. 109–118.

3. Чирва А.А. Моделирование гидравлических процессов в первичном узле охлаждения системы подготовки воздуха. *Моделювання та інформаційні технології: Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України*. Київ. 2015. Вип. 75. С. 33–41.

4. Чирва А.А. Математическая модель гидравлических процессов в пневматическом трубопроводе. *Моделювання та інформаційні технології: Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України*. Київ. 2016. Вип. 76. С. 129–134.

5. Чирва А.А. Математическая модель современного крана-регулятора воздушных систем самолета. *Моделювання та інформаційні технології: Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України*. Київ. 2016. Вип. 77. С. 129–136.

6. Винничук С.Д., Шестаков А.А., Чирва А.А. Идентификация параметров модели тепловых и гидравлических процессов в перекрестнопоточном теплообменнике, основанной на аналогии между термическими и гидравлическими сопротивлениями. *Электронное моделирование*. 2018. Т. 40, № 4. С. 65–82.

Праці апробаційного характеру:

7. Винничук С. Д. Чирва А. А. Анализ структуры систем подготовки воздуха и систем защиты от обледенения самолетов. *Моделювання: XXXII* : тези доп. наук. – техн. конф., м. Київ, 09-10 січня 2013 р. С. 19.

8. Чирва А. А. Анализ моделей расчета тепловых процессов протекающих в теплообменнике системы подготовки воздуха самолета. *Моделювання: XXXIII* : тези доп. наук. – техн. конф., м. Київ, 15-16 січня 2014. С. 13.

9. Чирва А. А. Моделирование нестационарных тепловых процессов в теплообменниках системы подготовки воздуха самолетов с учетом тепловых потерь во внешнюю среду. *Моделювання: XXXIV* : тези доп. наук. – техн. конф., м. Київ, 9-10 січня 2015 р. С. 15.

10. Чирва А. А. Математическая модель пневматического крана-регулятора современных пневматических систем самолета. *Моделювання: XXXV*: тези доп. наук. – техн. конф., м. Київ, 15-16 січня 2014 р. С. 12.

11. Чирва А. А. Моделирование гидравлических процессов электропневматического цифрового регулятора воздушных систем самолета. *Розвиток інноваційної діяльності в галузі технічних і фізико-математичних наук* : тези доп. міжнародної наук.-практ. конф., м. Миколаїв, 22-24 вересня 2016 р. С. 155.

12. Винничук С.Д., Чирва А.А. Визначення параметрів моделі теплових і гідравлічних процесів в перехресно точних теплообмінниках. *Моделювання-2018*: тези доп. міжнар. наук. конф., м. Київ, 12-14 вересня 2018 р. С. 103-106.

13. Чирва А. А. Моделювання нестационарних теплових процесів в системах підготовки повітря літаків. *Розвиток інноваційної діяльності в галузі технічних і фізико-математичних наук* : тези доп. міжнародної наук.-практ. конф., м. Миколаїв, 13-15 вересня 2018 р. С. 114.

АНОТАЦІЯ

Чирва О.О. Моделі нестационарних процесів в елементах системи підготовки повітря та протиоблідувальної системи літака для відпрацювання алгоритмів управління ними. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 01.05.02 – математичне моделювання та обчислювальні методи. –

Институт проблем моделирования в энергетике им. Г.Е. Пухова НАН Украины, Киев, 2018.

Дисертація присвячена розробці математичних моделей, а також програмних засобів комп'ютерної реалізації з моделювання динамічних процесів зміни тиску та температури в елементах повітряних систем літака з урахуванням впливів системи управління для відпрацювання алгоритмів управління перехідними режимами системи підготовки повітря та протиоблідувальної системи літака при їх сумісному функціонуванні.

Система підготовки повітря є основною системою, яка забезпечує енергією майже всі пневматичні системи літака. Повітряно-теплова протиоблідувальна система є найбільшим споживачем повітря, проте її робота має епізодичний характер. При ввімкненні ПОС можуть виникнути проблеми сумісного регулювання параметрів повітря, які призводять до незадовільного забезпечення енергією пневматичних систем літака.

Під час льотних випробувань відпрацювати алгоритми керування системами з урахуванням їх сумісної взаємодії на всіх режимах польоту не є можливим, що може призвести до появи позаштатних ситуацій під час серійної експлуатації літака.

В роботі вперше запропоновано модель нестационарних теплових процесів трьохпоточного пластинчатого теплообмінника, удосконалено модель нового електропневматичного крана регулятора та вперше представлена модель нестационарних теплових процесів, що протікають в СПП та ПОС.

Отримані в роботі результати можуть бути використані при створенні системи керування повітряних систем, а також при проектуванні теплообмінних апаратів та регулюючої трубопроводної арматури.

Ключові слова: математична модель, система підготовки повітря, протиоблідувальна система, теплообмінні апарати, кран-регулятор, пневматичний трубопровід.

АННОТАЦИЯ

Чирва А.А. Модели нестационарных процессов в элементах системы подготовки воздуха и противообледенительной системы самолета для отработки алгоритмов управления ними. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.05.02 - математическое моделирование и вычислительные методы. – Институт проблем моделирования в энергетике им. Г.Е. Пухова НАН Украины, Киев, 2018.

Современные тенденции в авиастроении – экономичность, коммерческая привлекательность, учет требований безопасности самолетов – приводят к большей автоматизации и усложнению агрегатов систем самолетов и систем управления ими. Пневматические системы самолета выполняют много функций, среди которых обеспечение создания необходимых комфортных условий для пассажиров и груза, а также обеспечение необходимой энергией системы защиты самолета от обледенения. Каждая пневматическая система имеет свою независимую систему управления, разработкой которых занимаются различные предприятия. Управление

каждой системой обрабатывается на специальных стендах. Однако совместная работа этих систем, как правило, обрабатывается уже во время летных испытаний.

Во время летных испытаний отработать алгоритмы управления системами с учетом их совместного взаимодействия на всех режимах полета не представляется возможным, что может привести к появлению внештатных ситуаций во время серийной эксплуатации самолета, что негативно влияет на безопасность полетов.

Система подготовки воздуха (СПП) является основной системой, которая обеспечивает энергией почти все пневматические системы самолета. Воздушно-тепловая противообледенительная система является крупнейшим потребителем воздуха, однако ее работа носит эпизодический характер. При включении ПОС могут возникнуть проблемы совместного регулирования параметров воздуха, которые приводят к неудовлетворительному обеспечению энергией пневматических систем самолета.

Диссертация посвящена разработке математических моделей, а также программных средств компьютерной реализации моделирования динамических процессов изменения давления и температуры в элементах воздушных систем самолета с учетом влияния системы управления для отработки алгоритмов управления переходными режимами системы подготовки воздуха и противообледенительной системы самолета при их совместном функционировании.

Разработана математическая модель трехпоточного теплообменника, которая учитывает тепловые потери во внешнюю среду и позволяет моделировать нестационарное тепловое состояние теплообменника выполняя расчет только нескольких теплопередающих пластин из всего пакета. Уточнена математическая модель электроцифрового пневматического крана-регулятора. Показано, что для выполнения расчетов нестационарного теплового состояния пневматических систем гидравлические расчеты достаточно рассматривать как квазистационарные. Разработанная математическая модель нестационарных процессов в системе подготовки воздуха и противообледенительной системе была использована при разработке алгоритмов управления элементами противообледенительных систем установленных на самолетах Антонов.

Ключевые слова: математическая модель, система подготовки воздуха, противообледенительная система, теплообменные аппараты, кран-регулятор, пневматический трубопровод.

ABSTRACT

Chyrva Olexandr. Models of transient processes in the elements of the bleed air system and the ice protection system of aircrafts for working out their control algorithms. – As the manuscript.

Thesis for candidate's degree in technical science by speciality 01.05.02 – mathematical modeling and computing methods. – Pukhov Institute for Modelling in Energy Engineering, National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, 2018.

The dissertation is devoted to the creation of mathematical models and software tools of computer realization on the modeling of dynamic processes of pressure and temperature changes in elements of air systems of the aircraft, taking into account the influence of the

control system for the development of control algorithms for the bleed air system and aircraft ice protection system in their joint operation.

The bleed air system is the main system that provides energy for almost all pneumatic airplane systems. Ice protection system is the largest consumer of air, the functioning of which has a significant impact on the bleed air system. Possible problems that arise during their joint operation may cause in unsatisfactory maintenance of the air of pneumatic systems of the aircraft.

During flight tests, it is not possible to work out algorithms for controlling systems, taking into account their interoperability in all flight modes, which may lead to unexpected situations during the serial operation of the aircraft.

In the work for the first time was proposed a model of transient thermal processes of a three-flow plate heat exchanger, was improved the model of the new electropneumatic valve and was presented the model of non-stationary thermal processes occurring in the bleed air system and ice protection system.

The results obtained in the work can be used to create a control system for air systems, for the design of heat exchangers and valves.

Keywords: mathematical model, bleed air system, ice protection system, heat exchangers, valve, pneumatic pipeline.