

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Бадах В. М.
“___” _____ 20__ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

Тема: «Розробка та дослідження протикригової системи середньомагістрального
пасажирського літака зі злітною масою 40 тонн»

Виконавець: студент 2-го курсу Гаман Володимир Михайлович _____
(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Головка Юрій Стефанович _____
(підпис)

Консультанти з розділів:
Охорона праці: к.т.н., доцент, Казанець Віталій Іванович _____
(підпис)

Охорона навколишнього
середовища: д.т.н., професор, Фролов Валерій Федорович _____
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович _____
(підпис)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут Аерокосмічний факультет
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Магістр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Бадах В. М.
“ ” _____ 2020р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Гаман Володимир Михайлович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження протикригової системи середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 40 тонн.
Затвердження наказом ректора від “ ” _____ 2020р. № _____
2. Термін виконання роботи: з 05.10.2020 по 24.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: проткригова система середньомагістрального пасажирського літака
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до протикригової системи; виконання теплового розрахунку; виконання гідравлічного розрахунку.
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: гідравлічна схема, загальний вид, клапан циклічний, кран-регулятор, монтаж ПКС в відх. носку, монтаж ПКС в відх. носку, підвід повітря в відхил. носок, підвід повітря в відхил. носок (Лист 2), підвід повітря, загальна схема.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	05.10.2020	
2.	Розподіл теми на основні частини	06.10.2020	
4.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам прототипам	08.10.2020	
5.	Виконання аналізу протикригової системи середньомагістрального літака	17.10.2020	
6.	Проведення гідравлічного розрахунку	02.11.2020	
7.	Виконання розділу охорони праці	16.11.2020	
8.	Виконання розділу охорони навколишнього середовища	18.11.2020	
9.	Підведення висновків	05.12.2020	
10.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
3. Охорона навколишнього середовища	Казанець В.І.		
4. Охорона праці	Фролов В.Ф.		

Дата видачі завдання “___” _____ 2020р.

Керівник: _____ Головка Ю. С.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання: _____ Гаман В. М.
(підпис)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до магістерської роботи «Розробка та дослідження протикригової системи середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 40 тонн»: 161 сторінок, 29 рисунків, 28 таблиць, 15 використаних джерел.

ЛІТАК, ПРОТИКРИГОВА СИСТЕМА, РОЗРОБКА, ТЕПЛОВИЙ РОЗРАХУНОК, МЕТОДИКА.

Об'єкт дослідження – принцип проектування протикригової системи літальних апаратів.

Предмет дослідження – аналіз проткригових систем літаків, злітною масою 40 тонн. Розробка методики проектування протикригової системи. Застосування розробленої методики для проектування протикривих систем та застосування на сучасних літаках

Мета дипломної роботи – розроблення протикригової системи циклічної дії.

Метод дослідження – цифрове математичне моделювання.

Матеріали дипломного проекту рекомендується використовувати може бути застосоване, як у практичних цілях, так і у навчальному процесі підготовки молодих спеціалістів в галузі авіаційної та ракетно-космічної техніки

Визначені найбільш оптимальні значення основних параметрів системи, що підтверджено льотними випробуваннями.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження – подальше проведення оптимізації більш широкого списку параметрів системи, накопичення теоретичних а статистичних напрацювань у даній сфері, що повинні лягти у покращену методику проектування протикригової системи літальних апаратів із залученням засобів комп'ютерного моделювання.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	9
РОЗДІЛ 1	12
ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	12
1.1. Намерзання та його види	12
1.2. Вплив намерзання на аеродинамічні характеристики літака	14
1.3. Аналіз сучасних способів та систем захисту ЛА від намерзання	18
1.4. Вплив різних чинників на вибір протикригової системи літака	22
1.5. ПКС циклічної дії	23
1.6. Літака Ан-148. Технічний опис.....	27
1.7. Вимоги нормативних документів до протикригової системи	32
1.7.1. Вимоги АП-25 до протикригової системи.....	32
1.7.2. Умови утворення крижаного наросту.....	33
1.7.3. Умови утворення крижаного наросту. Додаток С до АП-25.....	35
1.8. Протиомерзаюча система. Загальні відомості, опис та робота	39
1.8.1. Загальні відомості	39
1.8.2. Опис та робота протиобмерзаючої системи.....	40
1.8.3. Основні дані по ПКС крила.....	49
1.8.4. Основні дані по ПКС стабілізатора літака АН-148	52
1.8.5. Основні дані по ПКС повітрозабірника літака АН-148	53
РОЗДІЛ 2	55
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	55
2.1. Фізичні процеси на поверхні протизаморожувача	55

2.2. Допущення, для розрахунку протизаморожувачів в сухому та вологому повітрі	59
2.3. Розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі	62
2.3.1. Визначення теплофізичних та швидкісних характеристик для розрахунку коефіцієнтів зовнішньої тепловіддачі.....	62
2.3.2. Розрахункові формули коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі для критичної точки	64
2.3.3. Розрахунок коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі на поверхні протизаморожувача.....	65
2.3.4. Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі нагрітого повітря в гофрі.....	66
2.3.5. Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі в каналі протизаморожувача.....	69
2.4. Рівняння теплового балансу в сухому повітрі.....	71
2.5. Розрахунок теплового стану протизаморожувача в сухому повітрі при одновимірній передачі тепла.....	73
2.6. Розрахунок теплового стану протизаморожувача в сухому повітрі при двовимірній передачі тепла	75
2.7. Розрахунок теплового стану протизаморожувача у вологому повітрі	83
2.8. Визначення теплоенергетичних характеристик протизаморожувача	91
2.9. Особливості розрахунку теплового стану протизаморожувача за наявності кінцевих ділянок, що не обігріваються	92
2.10. Вхідні теплових розрахунку	93
2.11. Визначення допустимої товщини криги на поверхні літального апарату та часу за який вона утвориться	95
2.12. Вибір кількості секцій протизаморожувачів	100

2.12.1. Визначення необхідних витрат гарячого повітря для ефективної роботи теплових ножів ПКС крила	100
2.12.2. Визначення необхідної витрати та необхідної зони обігрів повітря для ефективної роботи протизаморожувача крила.....	104
2.12.3. Розрахунок ваги ПКС	108
2.13. Тепловий розрахунок ПКС крила при $T_{нв} = -10^{\circ}\text{C}$	113
2.14. Гідравлічний розрахунок.....	116
2.15. Вхідні дані для гідравлічного розрахунку системи	116
2.16. Результати розрахунку.....	120
ВИСНОВОК.....	130
РОЗДІЛ 3	131
ОХОРОНА ПРАЦІ	131
3.1. Загальні положення.....	131
3.2. Законодавчі і нормативно-правові акти охорони праці	131
3.3. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори при відпрацюванні, перевірці та прийманні протикригової системи літака.....	132
3.4. Інженерно - організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних та шкідливих виробничих факторів на виробничий персонал	134
3.5. Визначення необхідної кількості пристроїв заземлення, довжини сполучної смуги й розмірів контуру заземлення на стоянці для захисту від ураження електричним струмом при замиканні.....	135
3.6. Пожежна і вибухова безпека при відпрацюванні, перевірці і прийманні протикригової системи літака	136
3.7. Основні правила техніки безпеки при відпрацюванні, перевірці системи	138
3.8. Вимоги безпеки під час роботи та виконавши роботу	139
3.9. Загальні вимоги до переносних сходів і драбин	141

3.10. Вогнегасні речовини	142
3.11. Рідини для видалення та попередження обледеніння літаків на землі.....	145
ВИСНОВОК.....	148
РОЗДІЛ 4	149
ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	149
4.1 Загальні відомості.....	149
4.2. Забруднення атмосферного повітря повітряними судами	149
4.3. Розрахунок емісійних характеристик двигуна Д-436-148.....	153
ВИСНОВОК.....	158
ВИСНОВКИ.....	159
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	161

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

- ЛА – літальний апарат
- ПКС – протикригова система
- БСТО – бортова система технічного обслуговування
- ВСК – вбудована система контролю
- ГО – горизонтальне оперення
- ДСУ – допоміжна силова установка
- САХ – середня аеродинамічна хорда
- ІКПШП – інформаційний комплекс повітряно-швидкісних параметрів
- КЗ – коротке замикання
- КПА – контрольньо-перевірочна апаратура
- КСЕІС – комплексна система екранної індикації та сигналізації
- КЕ – кабіна екіпажа
- МДУ – маршовий двигун
- ПК – прибор керування
- САС – система аварійної, попереджувальної сигналізації
- СО – сигналізатор обледеніння
- ПС – повітряне судно
- СПП – система підготовки повітря
- СКОЛ – система керування обладнанням літака
- СЕ – система електроживлення
- УУКП – пристрій керування та контролю планером

ВСТУП

Одним з важливих напрямів розвитку авіації у всьому світі є удосконалення експлуатаційно-технічних характеристик, які повинні сприяти підвищенню ефективності та безпеки під час використання повітряного судна.

Безпека польотів займає особливе місце у світовій авіації. Вона є найбільшою рушійною силою в розвитку нових технологій, які впроваджуються на літаки нового покоління.

Нові розроблені технології повинні відповідати багатьом нормативним стандартам. Вони повинні бути прості в експлуатації, ефективними під час використання на всіх етапах керування літаком, від керування на злітно-посадковій смузі до польоту та подальшого приземлення.

Для того щоб досягти підвищення ефективності керування літальним апаратом на всіх етапах керування потрібно раціонально формувати схемні рішення функціональних систем, потрібні ефективні засоби для запобігання хибного блокування або відмов системи викликаних помилковими діями екіпажу, засоби захисту від самовільного спрацювання систем, а також розробка та використання ефективної системи сигналізації.

В авіаційній практиці одним з небезпечних явищ є утворення крижаного наросту на поверхні літального апарату, яке називається обледенінням. Воно здатне суттєво змінювати аеродинамічний профіль літака, що може призвести до подальшого погіршення керованості літальним апаратом, яке в свою чергу може призвести до авіакатастрофи.

Нормативні документи вимагають від конструктора літака розробку та установку на літальний апарат максимально ефективної системи, яка буде здатна боротися з утворенням крижаного намерзання на поверхні крила, або запобігати його утворенню без сильного руйнівного впливу на матеріал конструкції та саму конструкцію. Також система повинна запобігати утворенню крижаного намерзання при широких діапазонах погодних умов, під час польоту та стоянці літака.

Метою даної магістерської роботи є розробка та дослідження ефективної протикригової системи на пасажирському середньомагістральному літаку злітною масою 40 тон, прототипом є літак Ан-148. Приведений літак відповідає сучасним стандартам в нормативних документах, та успішно експлуатується в світовій авіації.

Протикригова система, яка в подальшому буде розраховуватися в даній магістерській роботі, повинна ефективно використовуватися на літаку прототипу, а також використовуватися в авіаційній практиці.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Намерзання та його види

Обледеніння літака є досить небезпечним явищем, яке погіршує аеродинамічні характеристики та льотні якості літака, його стійкість і керованість та збільшує лобовий опір. Таке явище може також порушити роботу двигунів, навігаційних приладів, погіршити радіозв'язок та врешті стати причиною катастрофи.

Розрізняють обледеніння в польоті та наземне. Перше в основному виникає при зіткненні літака з переохолодженими водяними краплями хмар і опадів та їх подальшому замерзанні. Товщина шару льоду на деяких деталях літака може досягати 10 см і більше.[2]

Крім того, розрізняють ще три види обледеніння в авіації за типом утворення льоду:

- 1) утворення склоподібної прозорої, тонкої крижаної плівки, в якій порівняно гладка поверхня;
- 2) утворення малого прозорого льоду білого кольору. Поверхня такого крижаного наросту зазвичай буває шорсткою та часто має зернисту чи кристалічну структуру;
- 3) кристалічне утворення, яке осаджується в невеликій кількості, при температурах $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ та нижче, на передніх кромках літального апарату.

Перший тип обледеніння виникає, коли літак потрапляє в зону з переохолодженими водяними краплями. Таке явище виникає, коли політ повітряного судна відбувається в хмарах, що містять переохоложені краплі, або коли літак потрапляє у зону переохолодженого дощу.

При другому типі намерзання лід наростає найбільше на передній кромці деталей літака. При подальшому утворенні крижаного наросту, він має тенденцію рости швидше по краях, утворюючи характерну форму.

При виникненні третього типу обледеніння утворюються невеликі гострі скупчення льоду в межах напору на деталях літака. Форми намерзання дуже різні і залежать від впливу багатьох випадкових факторів, які не можуть бути оцінені з достатньою точністю. Найбільш сильний вплив на форму кригоутворення робить температура зовнішнього повітря, а також швидкість польоту. Виділяють дві характерні форми льоду: жолобоподібний (у перетині рогоподібний) і клиноподібний лід зображенні на рис. 1.1.

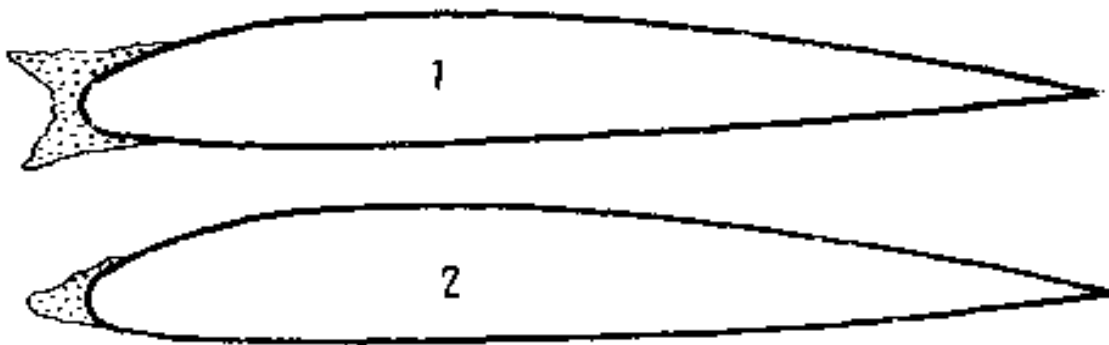


Рис. 1.1 Схематичні зображення форм утворення льоду на літакових профілях

1 – жолобоподібний (рогоподібний); 2 – клиноподібний

Жолобоподібна крига утворюється при відносно невеликих температурах зовнішнього повітря, звичайно це від 0°C до -7°C , і його форму можна пояснити тим, що при температурах поверхні, які близькі до 0°C , краплі води замерзають не відразу, а трохи розтікаються по поверхні перед замерзанням, що в свою чергу призводить до утворення вище названої форми крижаного наросту. Таке намерзання дуже сильно знижує аеродинамічні характеристики, за рахунок сильного спотворення аеродинамічного профіля літального апарату [1].

Клиноподібний лід утвориться при температурах приблизно від -10 до -15°C та нижче. Таку форму льоду можна пояснити тим, що температура поверхні низка і краплі води, що попадають на неї, замерзають миттєво. Між замерзлими краплями залишаються повітряні порожнини, тому такий лід часто має матовий молочно-білий колір. Розміри клиноподібного льоду звичайно обмежені і він займає невелику поверхню по хорді.

У температурному діапазоні зовнішнього повітря від -7 до -12°C можливе утворення криги як жилоподібного типу, так і клиноподібного типу. При цьому інтенсивність обмерзання залишається досить високою, а розміри наростаючого льодяного покриву, що утворюється, досить значні. Крига, що з'явилась при таких температурах, буде твердою та її досить важко видалити з поверхні. У випадку відокремлення від поверхні може спричинити досить серйозні пошкодження елементам конструкції.

Також виділяють такий особливий вид намерзання як утворення паморозі на поверхні літального апарату під час різкого зниження літака з великих висот.

Паморозь утворюється в результаті сублімації пари води на холодній поверхні. Зазвичай таке намерзання швидко зникає, як тільки температура поверхні вирівнюється з температурою навколишнього середовища. Паморозь не здійснює значного впливу на погіршення аеродинаміки профілю конструкції, але, якщо паморозь утвориться на склі кабіни екіпажу, то може викликати короточасну втрату видимості для пілотів повітряного судна.

Швидкість польоту літального апарату безумовно впливає на утворення намерзання на поверхні та має як позитивні, так і негативні якості.

Негативний вплив виявляється при збільшенні швидкості, що підвищує інтенсивність кригоутворення, оскільки збільшується кількість повітря, яке набігає на поверхню в одиницю часу, а також збільшується коефіцієнт вловлювання.

Позитивний вплив при збільшенні швидкості польоту полягає у посиленні аеродинамічного нагрівання. У результаті цього температура поверхні росте та при досягненні значень, що перевищують 0°C , обледеніння стає неможливим. З цим явищем пов'язаний той факт, що досить часто при відносно невеликих негативних температурах, таких як -5°C та вище, відбувається утворення бар'єрного льоду на поверхні профілю.

1.2. Вплив намерзання на аеродинамічні характеристики літака

Найбільший вплив на льотні характеристики, стійкість і керованість має

обледеніння крила та оперення літака. У загальному прирості опору літака, при намерзанні криги, частка крила і оперення складає до 70...80 %. За рахунок того, що утворення криги спотворює аеродинамічну форму і з'являються нерівності на поверхні носової частини профілю, то обледеніння істотно впливає на підйомну силу та опір крила через зміну характеру обтікання поверхні. Зокрема, у чистого крила, без крижаного наросту, при дозвукових швидкостях на малих кутах атаки, в носовій частині профілю зберігається ламінарний потік потоку в прикордонному шарі. При цьому положення на профілі точки переходу ламінарного потоку в турбулентне залежить від гладкості поверхні, яка оцінюється середньою висотою горбків шорсткості, числа Рейнольдса та особливостей форми носової частини профілю [3].

З порівняння поляр чистого профілю, на якому утворилося намерзання, видно, що обмерзання призводить до зниження якості крила і всього ЛА в цілому (рис. 1.2) та до ускладнення умов польоту.

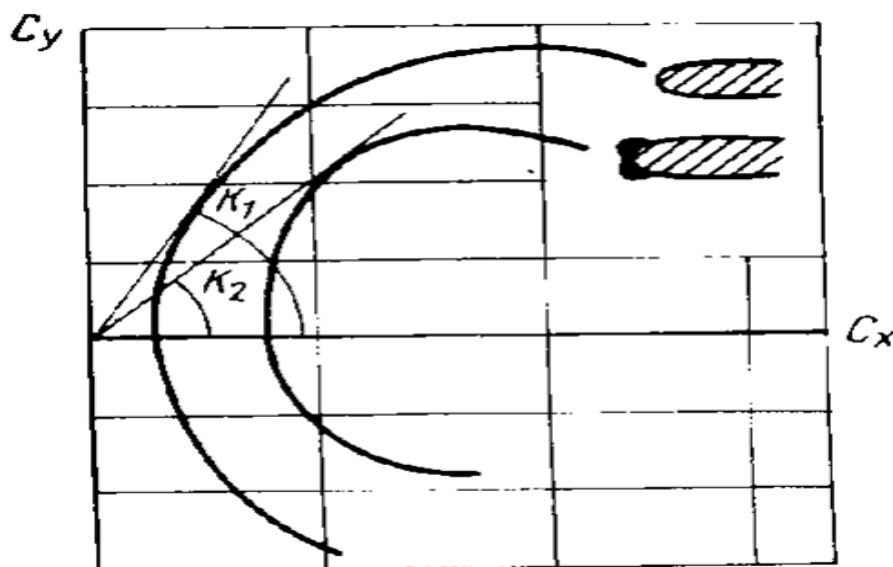


Рис. 1.2 Вплив обмерзання на аеродинамічна якість:

K_1 — чистий профіль; K_2 — в умовах обмерзання

У разі утворення криги на передніх кромках повітряного судна не тільки зростає опір ЛА та знижується його якість, але й досить значно зменшується значення максимального коефіцієнта підйомної сили $C_{y\ max}$, що зображено на рис. 1.3. Також слід звернути увагу на те, що на 6...8°, також зменшується величина

критичного кута атаки, при якому відбувається зрив потоку, а максимальне значення коефіцієнта підйомної сили знижується у 1,5...1,8 разів.

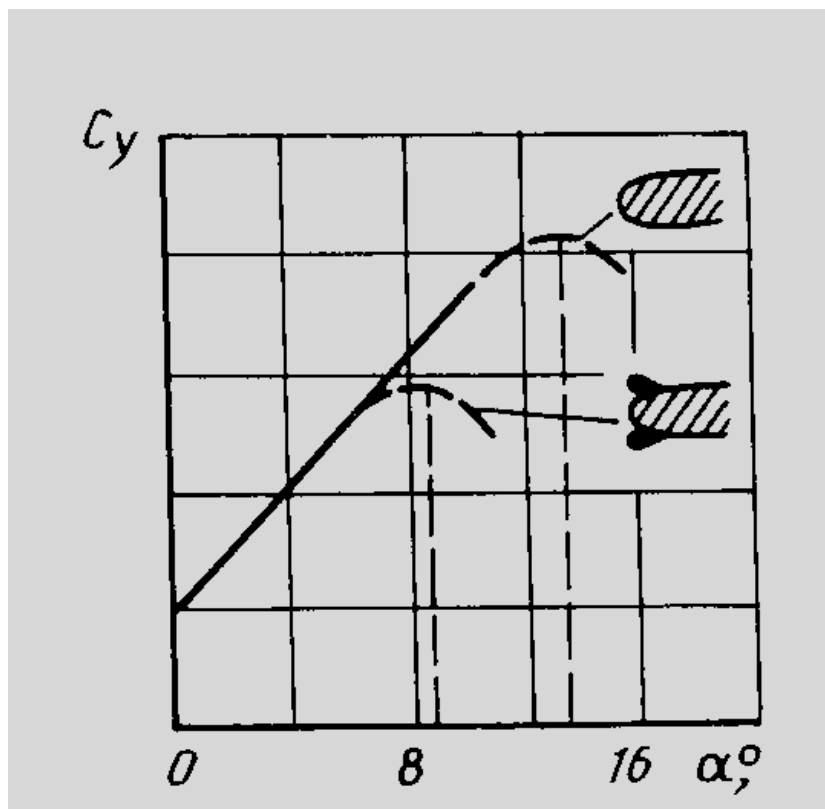


Рис. 1.3 Вплив обмерзання на коефіцієнт C_y профілю і величину критичного кута атаки

Найнебезпечнішим явищем є обмерзання крила і оперення на злітно-посадочних режимах польоту.

При зльоті літака, на якому утворюється намерзання, коефіцієнт підйомної сили крила з випущеною механізацією зменшується, а опір зростає інтенсивніше, ніж у крила з прибраною механізацією. В результаті цього значно збільшуються швидкість відриву, довжина розгону і злітна дистанція. Сильна турбулізація потоку викликає трясіння літака та ускладнює керування повітряним судном на найскладнішому та напруженому етапі польоту. Крім того, що є найнебезпечнішим, збільшується швидкість звалювання. Такий процес виникає через те, що ефективність органів керування при обмерзанні помітно знижується і як наслідок літак може увійти у режим звалювання.

При виконанні посадки, коли на передніх кромках крила утворилось намерзання, найпомітніше змінюються характеристики стійкості і керованості

літака. Обледеніння, що утворилася на носку крила, яке повітря обтікає під великим кутом атаки, зменшує радіус кривизни носка, спотворює профіль, і тому місцеві зриви потоку починаються значно раніше, ніж на чистому крилі. Коли закрилки прибрані це призводить до збільшення ймовірності пікірування на літаку, якщо крило пряме, або кабрированню, якщо крило стрілоподібне. При сильному розвитку зриву потоку на крилі, що має крижаний нарост, можливе звалювання літака та втрата поперечної стійкості. При випуску закрилків відбувається скошування потоку і кут атаки горизонтального оперення може досягати великих негативних значень, близьких до критичних, показаних на рис.1.4. Якщо при цьому на передній кромці стабілізатора утворилося намерзання, то можливий зрив потоку на його нижній поверхні. Зрив потоку супроводжується зменшенням негативної підйомної сили горизонтального оперення та порушенням подовжнього балансування. У літака розвивається мимовільна тенденція до пікірування з одночасним приростом негативного перевантаження — так званий "клювок", що може призвести до катастрофи.

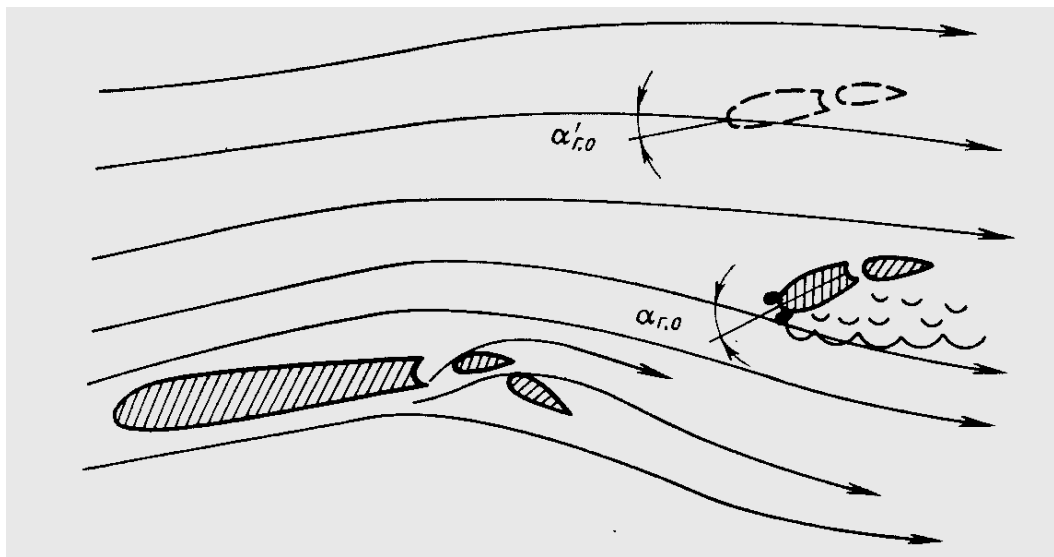


Рис.1.4 Виникнення зриву потоку на стабілізаторі на посадочному режимі польоту:

$\alpha_{r,0}$ — кут атаки горизонтального оперення при скосі потоку; $\alpha'_{r,0}$ — кут атаки горизонтального оперення, винесеного із зони скосу потоку

Зменшити небезпеку зриву потоку при обмерзанні горизонтального оперення можна за допомогою певного ряду конструктивних заходів:

- збільшенням площі і плеча підйомної сили стабілізатора;
- застосуванням більш несучих, несиметричних профілів;
- профілізацією щілин на стабілізаторі перед кермом висоти;
- винесенням стабілізатора із зони інтенсивного скосу потоку за крилом;
- зменшенням ефективного подовження стабілізатора.

До втрати керованості літака також може привести обмерзання щілин органів керування літака, передніх кромок керма, елеронів, закрилків, стиків секцій передкрилків, примерзання органів керування при польоті в умовах дощу, або мокрого снігу [10].

Профілі крил надзвукових літаків мають меншу відносну товщину та більш загострену передню кромку, аніж в профілів крил дозвукових літаків.

Режими набору висоти і планерування таких літаків лежать в зоні швидкостей, при яких на поверхнях крила та оперення утворюються місцеві надзвукові зони, а також стрибки ущільнення. Подібні профілі особливо чуттєві до утворення намерзання.

1.3. Аналіз сучасних способів та систем захисту ЛА від намерзання

Сьогодні у авіації існують такі чотири способи боротьби з утворенням криги на поверхні літального апарату:

- механічні;
- фізико-хімічні;
- теплові.
- комбіновані

Слід зауважити, що захист від обледеніння літака може здійснюватися або шляхом запобігання утворення криги на поверхні літака, або шляхом періодичного видалення льоду, що вже утворився.

Виходячи з вказаного, механічні способи засновані власне на видаленні льоду за допомогою механічного впливу. До таких способів слід віднести вплив

деформації чи вібрації на поверхні, вплив аеродинамічних, відцентрових чи інших зовнішніх сил [1].

В свою чергу фізико-хімічні способи засновані на використанні рідин або розчинів, які розчиняють лід та знижують точку замерзання води, тобто вони можуть використовуватися як і для запобігання, так і для видалення криги.

Видалення льоду може відбуватися шляхом його повного розчинення, чи розчинення лише тонкого шару, що контактує з поверхнею, після чого утворене намерзання скидається за рахунок дії зовнішніх сил.

Теплові способи базуються на двох принципах. Перший полягає у постійному нагріванні поверхні, яку потрібно захищати, до такої плюсової температури, при якій утворення крижаного наросту стає неможливим, що в свою чергу буде запобігати обледенінню. В основі другого лежить періодичне нагрівання льоду, для того щоб він починав танути та таким чином скидався зовнішніми силами, що буде забезпечувати видалення льоду.

На вказаних способах захисту від обледеніння засновані сучасні авіаційні системи захисту від нього.

Сьогодні використовуються наступні протикригові системи:

- пневматична ПКС;
- електротеплова ПКС;
- електроімпульсна ПКС;
- рідинна ПКС;
- повітряно-теплова ПКС.

Принцип дії пневматичної ПКС полягає в тому, що на захищеній поверхні закріплюється тонкий гумовий протектор, що має вигляд еластичних камер, які щільно прилягатимуть до поверхні літального апарату.

При включенні пневматичної ПКС камери під тиском стисненого повітря періодично надуваються, внаслідок чого відбувається сколювання льоду і він злітає під дією набігаючого повітряного потоку.

Принцип дії електротеплової ПКС заснований на перетворенні електричної енергії в теплову. Слід зауважити, що теплопровідним нагрівальним елементом

може бути як металевий, так і неметалевий провідник струму з великим питомим опором [1].

Принцип дії електроімпульсної ПКС полягає у тому, у матеріалі обшивки збуджуються хвилі з крутим переднім фронтом, що мають інтенсивність, достатню для скидання утворень крижаного наросту, що прилягають до обшивки, та напруження, більше за динамічну міцність льоду. При цьому такі хвилі не повинні створювати втомних явищ у матеріалах конструкції. Різкий стрибок напруги, який розносить хвиля, розповсюджується по обшивці та призводить до швидкого та повного розколу льоду.

Рідинна ПКС базується на двох фізико-хімічних способах:

- перший спосіб полягає на використанні протикригових покриттів (хлористий натрій або кальцій, азотнокислий натрій);
- другий спосіб заснований на змочуванні поверхні рідиною, яка запобігає утворенню намерзання (гліколевій суміші, спирт етиловий, спиртогліцеринові суміші).

Робота рідинних ПКС полягає в принципі використання розчинних фізико-хімічних активних речовин, які в подальшому утворюють проміжні шари між поверхнею, що захищається від намерзання, та льодом або зовнішнім середовищем, що містить переохолоджені краплі води [6].

Принцип дії повітряно-теплової ПКС полягає в обігріві поверхні, що захищається, гарячим повітрям, в результаті чого лід починає танути та перетворюється на краплі води, які врешті зносяться повітряним потоком.

Всі системи для запобігання утворення криги на літаку, поділяються на системи постійної та циклічної дії. ПКС постійної дії запобігають утворенню льоду під час усього часу польоту, а точніше коли увімкнута система. ПКС циклічної дії розпочинають процес видалення крижаного наросту, коли на поверхні повітряного судна вже утворюється лід певної товщини.

Статистика ПКС які застосовуються на сучасних літаках наведена в табл. 1.1.

ПКС сучасних літаків

Назва ЛА	Тип двигуна	Протикригова система			
		крила	оперення	повітрязабірників двигунів	скла кабіни екіпажу
Ту-154	3 х ТРДД НК-8-2	ЕТ ЦД	ПТ ПД	ПТ ПД	ЕТ
Ту-204	2 х ТВЛД	ЕТ	ЕТ	ПТ ПД	ЕТ
Іл-62М	4х ТРДД Д-30	ПТ ЦД	ВТ ЦД	ПТ ПД	ЕТ
Іл-76Т	4х ТРДД Д-31	ПТ ПД	ЕТ ЦД	ПТ ПД	ЕТ
Іл-86	4 х ТВЛД НК-86	ЕІ	ЕІ	ПТ ПД	ЕТ
Іл-96	4 х ТВЛД	ЕІ	ЕІ	ПТ ПД	ЕТ
Ан-28	2 х ТВД ТВД-106	ПТ ПД	ПТ ПД	Обігрів гарячим маслом від двигунів; гвинти-ЕТ	ЕТ
Як-42	3 х ТВЛД Д-36	ПТ ПД	ПТ ПД	ПТ ПД	ЕТ
А-300В	2 х ТВЛД-50	ПТ ПД	ПТ ПД	ПТ ПД	ЕТ
L-1011	3 х ТВЛД- 211	ПТ ПД	ПТ ПД	ПТ ПД	ЕТ
ДС-10	3 х ТВЛД-6	ПТ ПД	Немає	ПТ ПД	ЕТ
ВАС "Concorde"	4 х ТРД	ЕТ ЦД	Немає	ЕТ ЦД	ЕТ

Найбільш ефективними на сьогодні є теплові способи захисту літаку від утворення намерзання на поверхні. Вказані способи звичайно витрачають значну частину потужності, відбір якої відбувається від двигунів. Такий процес в свою чергу помітно позначається на літальних властивостях повітряного судна. За таких умов створення достатньо ефективних і в той же час економних систем захисту багато в чому буде залежати саме від того, наскільки правильно обрані їх конструктивні, а також теплові параметри. У сучасній авіаційній практиці цим питанням, а саме: розрахунком теплових систем захисту від утворення намерзання на поверхні літального апарату, критеріями вибору їх оптимальних параметрів, а також методами випробувань систем, на сьогоднішній день приділяється основна частина уваги при конструюванні літального апарату [2].

1.4. Вплив різних чинників на вибір протикригової системи літака

Основними чинниками, що впливають на вибір яку саме систему, що запобігає утворенню крижаного наросту на поверхні літака, слід використати є:

- найбільш розсудливе та економічне використання енергії, що є у розпорядженні. До даного пункту входять питання пов'язані з вибором виду енергії, оцінка впливу відбору енергії від авіаційних силових установок, вибір режиму роботи системи (безперервного або циклічного), для теплових систем - вирішення питання температурного режиму на поверхні, що захищається, при циклічному режимі роботи - вибір оптимальної кількості секцій та питомої потужності, оцінка впливу роботи системи на льотні характеристики повітряного судна тощо;

- необхідний ступінь захисту, діапазон температур роботи системи;

- можливість конструктивного виконання механізму запобігання утворення намерзання на елементі конструкції повітряного судна, що захищається;

- отримання мінімальної еквівалентної маси системи (маси конструкції системи запобігання кригоутворення та маси, обумовленої витратами потужності і

палива на транспортування системи в повітрі, а також компенсацію збільшеного лобового опору повітряного судна);

- розташування джерел енергії щодо поверхонь, які повинні захищатися від подальшого утворення крижаних наростів на поверхні літального апарату;

- наслідки відмови системи і т.д.

Усі ці чинники тісно взаємозв'язані між собою, тому перш, ніж остаточно вибрати тип, а також робочі характеристики системи протиобмерзання, потрібна ретельна оцінка всіх цих пунктів в комплексі. Найчастіше на практиці для оцінки економічності вибраної системи запобігання або видалення крижаного наросту з поверхні для даного літака або вертольота, порівняльним критерієм служить еквівалентна маса системи, яка буде в подальшому використовуватися на повітряному судні для запобігання обмерзання [7].

1.5. ПКС циклічної дії

Джерела теплової енергії не завжди дозволяють проводити постійний нагрів поверхні літального апарату, що захищається від подальшого утворення крижаного наросту, через нестачу потужності. Тому в даний час застосовують, в основному, теплові системи циклічної дії, які у цьому ключі є більш економічними. При цьому всі поверхні, що захищаються на літальному апараті, поділяють на ділянки (секції), які обігрівають послідовно протягом певного проміжку часу.

Можливе угруповання секцій окремо для крила і хвостового оперення та таким чином їх паралельна робота. При роботі однією або двох паралельних секцій на поверхнях інших секцій утворюється намерзання криги, товщина якої залежить від циклу роботи, кількості секцій та інтенсивності утворення криги на поверхні літального апарату, товщина такого наросту не повинна перевищувати допустимої норми.

Протягом циклу при нагріві секції розпочинається танення шару льоду, який є дотичним з обшивкою повітряного судна. Внаслідок такого процесу зменшується сила їх зчеплення, лід починає сповзати та скидається з поверхні літального

апарату, зустрічним потоком повітря. Але при цьому утворюється тонка плівка води під шаром льоду, що заважає видаленню шару льоду у момент роботи секції, оскільки за таких обставин лід буде навпаки притискатись до поверхні тим же зустрічним потоком (за винятком випадків на несучих поверхнях з великим кутом стрілоподібності). Тому на відміну від нагрівальних елементів систем протиобмерзання постійної дії, нагрівальні елементи ПКС циклічної дії використовують разом з нагрівальними елементами секцій, що працюють циклічно, обов'язковий елемент, що постійно обігрівается, в області критичної точки, де швидкість набігаючого потоку рівна 0 м/с, у вигляді вузької смуги, заввишки близько 15 мм, який називається тепловим «ножем». Наявність такого теплового «ножа» унеможливорює утворення льоду на передній кромці і, тим самим, наче розрізає крижаний наріст на верхню та нижню частини, що значно полегшує видалення льоду з поверхні секцій, які захищаються від подальшого утворення намерзання [5].

У деяких випадках, коли ширина секцій є досить великою, застосовують подовжно-поперечні теплові «ножі» з розташуванням поперечних теплових «ножів» на стиках секцій.

Використовуючи наявний досвід у створенні систем проти обмерзання літаків, встановлено, що на стрілоподібних несучих поверхнях, складова повітряного потоку уздовж передньої кромки забезпечує скидання льоду за відсутності теплових «ножів». Такі умови можливі тільки при кутах стрілоподібності більших ніж 50—60°, тому системи протизамерзання циклічної дії на несучих поверхнях з невеликою стрілоподібністю, повинні включати теплові «ножі».

Конструкція нагрівальних елементів циклічних секцій не надто принципово відрізняється від конструкції нагрівальних елементів протикригових систем постійної дії. Основна різниця полягає у тому, що змінюватись будуть лише їх геометричні розміри, а також потужність. Разом з секціонуванням по довжині консолі несучих поверхонь, може бути секціонування по хорді. Такий розподіл на секції дозволяє забезпечити кращий та інтенсивніший нагрів в кінці зони

захоплення та уникнути тим самим утворення бар'єрного льоду за межами поверхні, що обігривається. Іноді секція в кінці зони уловлювання вмикається тільки за наявності бар'єрного льоду.

Основною причиною використання повітряно-теплових систем запобігання утворення крижаних наростів на поверхні літального апарату циклічної дії є великі витрати гарячого повітря з силових установок. Такі витрати призводять до подальшого зменшення тяги газотурбінних двигунів, зокрема турбогвинтових двигунів, не дивлячись на інерційність. Крім того на користь використання таких систем вказує і деяке ускладнення конструкції.

В порівнянні з електро-тепловими ПКС циклічної дії повітряно-теплові системи більш інерційні [1].

Слід також відзначити, що при виборі теплової потужності та основних характеристик системи протикригоутворення, зокрема параметрів робочої частини, виходять з вимоги високого темпу нагріву та охолодження поверхні, що є об'єктом захисту від подальших утворень криги.

Швидке скидання льоду виключає розтікання плівки води, що утворилася від танення шару криги, що дотичний до нагрітої поверхні. Інакше кажучи, при малоінтенсивному нагріві або тривалому нагріві будуть створюватися сприятливі умови для утворення бар'єрного льоду. При тривалій роботі ПКС товщина намерзання може досягти небезпечних розмірів для повітряного судна. Як відомо, розрахункові умови, які використовуються при проектуванні системи – це умови, що будуть найбільш складними. Таким чином, вибрана потужність в більш простих випадках умов польоту (малій інтенсивності обмерзання, підвищеній температурі навколишнього повітря) виявиться зайвою, внаслідок чого не буде забезпечуватися інтенсивне охолодження поверхні.

Для усунення виникнення можливості для утворення бар'єрної поверхні криги, доводиться або значно збільшувати зону обігріву і, тим самим, мимоволі витратити велику кількість теплової енергії або автоматично регулювати час нагріву циклічних секцій. Ще одна складність полягає у тому, що залежно від інтенсивності обмерзання, потрібно не допускати утворення небезпечної товщини

намерзання криги протягом того часу, коли секції будуть охолоджуватись. Для цього необхідно регулювати час охолодження. Таким чином, для забезпечення необхідної ефективності захисту від утворення криги та підвищення безпеки польоту, час нагріву або питома потужність циклічної системи протизаморожувача повинні змінюватися залежно від температури навколишнього повітря та діючого режиму польоту, а час охолодження відповідно змінюватись залежно від інтенсивності утворення криги на поверхні літального апарату. Тобто циклічність такої системи обов'язково повинна регулюватись, адже саме у такому випадку буде забезпечуватись запобігання утворення бар'єрного льоду [2].

Найбільш простим способом регулювання є ручне перемикання режимів роботи системи, а фактично ступінчасте регулювання, залежно від температури навколишнього середовища. Наприклад, в діапазоні температур від 0 до -10°C ; від -10 до -15°C ; від -15 до -20°C ; від -20 до -25°C та нижче. Враховуючи те, що водність змінюється пропорційно температурі, паралельно забезпечується також і регулювання по цьому параметру. Найчастіше застосовують пропорційне зменшення часу нагріву та часу охолодження поверхні, циклічно. Таке регулювання є безумовно грубим. Оскільки величина водності дуже часто значно відхиляється від вказаної залежності і в цих умовах система, яка повинна запобігти подальшому утворенню криги може стати недостатньо ефективною. Крім того, цей принцип не вирішує всіх завдань, що поставлені перед автоматичним керуванням роботою протикригової системи повітряного судна.

Другий спосіб, який забезпечує так званий «плаваючий» цикл роботи протикригової системи, залежно від температури навколишнього середовища та інтенсивності утворення намерзання на поверхні літального судна, це використання спеціального автоматичного пристрою, який змінює час нагріву (або теплову потужність) та залежно від фактичної інтенсивності обмерзання (яка реєструється спеціальним сигналізатором - інтенсиметром обмерзання — СІО) змінює час охолодження [3].

Третій спосіб заснований на зміні часу нагріву та тривалості циклу безпосередньо в залежності від заданої температури поверхні та інтенсивності

утворення намерзання льоду на цій поверхні. Почергове перемикання секцій протикригової системи виконується не автоматичним пристроєм, а термодатчиками, які встановлюються безпосередньо на поверхні, на якій потрібно запобігти утворенню намерзання. Коли температура обшивки однієї з секцій досягає заданої величини, яка вище 0°C, сигнал від термодатчика через чутливу систему перемикає обігрів на наступну секцію. Завдяки цьому час нагріву автоматично змінюється залежно від навколишньої температури та поточного режиму польоту, тобто у всіх випадках витримується оптимальний режим роботи ПКС [5].

У якості датчиків температури на літаках, зазвичай використовують напівпровідникові термоопори — термістори. Біметалічні датчики через велику інерційність мають обмежене застосування, тільки в повітряно-теплових системах.

1.6. Літака Ан-148. Технічний опис

Прототипом для дослідження моєї дипломної роботи є літак Ан-148-100(рис. 1.5), який є регіональним літаком та забезпечує перевезення 80 пасажирів на максимальну дальність польоту 3600 км. Крейсерська швидкість польоту 820-870 км/ч.

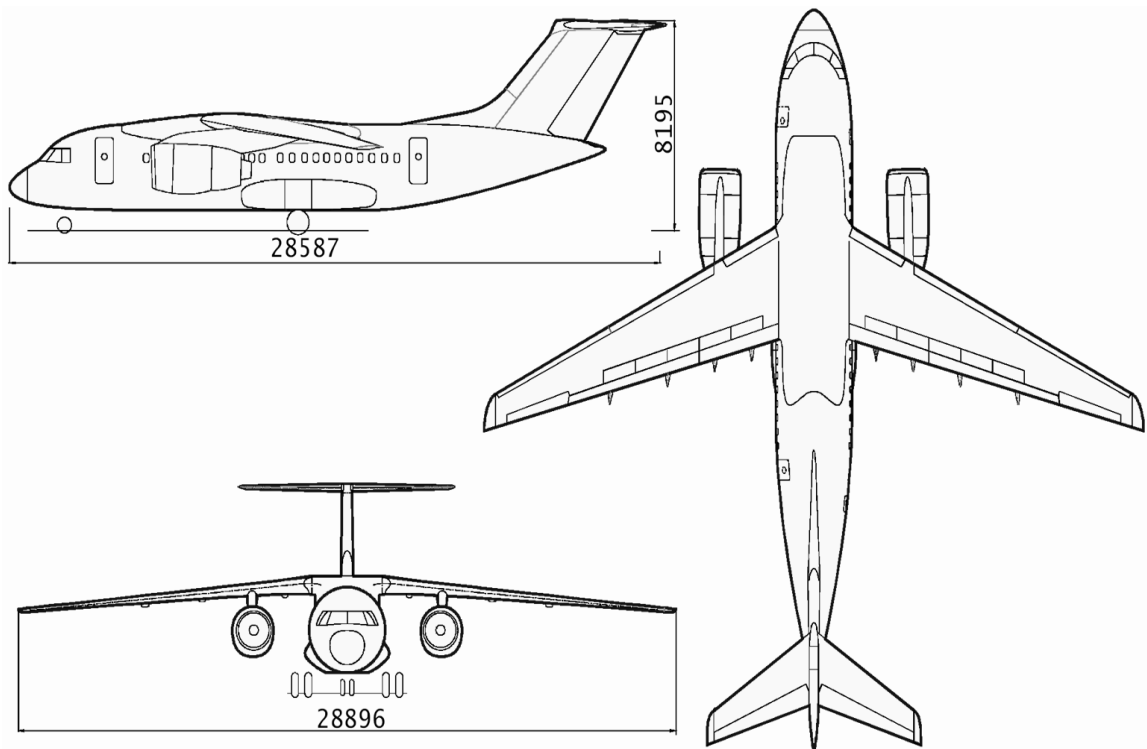


Рис 1.5 Регіональний літак Ан-148-100

Літак Ан-148-100 виконаний за схемою високоплана з двигунами Д-436-148, розміщеними на пілонах під крилом. Така позиція дозволяє підвищити рівень захищеності двигунів та конструкції крила від ушкоджень сторонніми предметами.

Наявність допоміжної силової установки, бортової системи реєстрації стану літака, а також високий рівень експлуатаційності та надійності систем дозволяють використовувати Ан-148-100 на технічно слабо оснащених аеродромах.

Сучасне пілотажно-навігаційне і радіозв'язкове устаткування, застосування багатофункціональних індикаторів, електродистанційних систем керування польотом літака дозволяють використовувати його на будь-яких повітряних просторах, незалежно від того у простих чи складних метеоумовах, вдень чи вночі, у тому числі на маршрутах з високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту для екіпажу.

Технічне обслуговування літака Ан-148-100 відповідає вимог міжнародних стандартів (ICAO, MSG-3) і забезпечує підтримку льотної придатності літака в межах життєвого циклу експлуатації по стану з інтенсивністю до 300 годин в

місяць з коефіцієнтом готовності більше 99,4%, при цьому витрати на технічну експлуатацію зменшенні до мінімуму (1,3 люд-г на 1 годину нальоту).

Літак Ан-148-100 створюється на базі авіаційних правил і норм АП-25, FAR-25 і JAR-25, глави IV вимог ICAO по шуму на місцевості та Додатку 16 томів II по емісії авіаційних двигунів.

Сімейство літаків Ан-148 також включає наступні модифікації:

- пасажирський літак, що забезпечує перевезення 40-55 пасажирів на дальність до 7000 км.;
- адміністративний на 10 – 30 пасажирів з дальністю польоту до 8700 км.;
- вантажний варіант з бічними вантажними дверима для перевезень генеральних вантажів на піддонах і в контейнерах;
- вантажо-пасажирський варіант для змішаних перевезень пасажирів та вантажу;
- варіанти спецпризначення (санітарний, моніторингу різних видів і ін.).

Принциповою особливістю створення літаків, що відносяться Ан-148-х, є використання максимальної уніфікації, спадкоємності агрегатів і компонентів базового літака – крила, оперення, фюзеляжу, силової установки, пасажирського і літакового устаткування [11].

Літак Ан-148 оснащується двома двоконтурними турбореактивними двигунами Д-436-148 розробки ЗМКБ «Прогрес», виробництва ВАТ «Мотор Січ» спільно з ФГУП ММПП «Салют». На ДП «Антонова» додатково опрацьовували варіанти встановлення іноземного двигуна CF34-10, на літак. У зв'язку з недавньою успішною європейською сертифікацією двигуна SaM-146, також обговорюється і можливість встановлення цього двигуна.

Середньо годинна витрата палива двигуна Д-436-148 в кгс/год, на висоті 10360 м:

-економний режим: 1560;

-швидкісний режим: 2020.

Допоміжною силовою установкою, яка використовується на літаку Ан-148 є АІ-450-МС[В].

Серед конкурентних переваг літака можна відзначити традиційне для «Ан» високе розташування двигунів під крилом, що дозволяє літаку сідати на злітній смузі з ґрунтовим покриттям, оскільки таким чином зменшується ризик потрапляння сміття у двигун літака.

Розробником закладений робочий ресурс літака близько 80 000 годин при календарному терміні експлуатації 30 років.

Основні льотно-технічні характеристики наведені в табл. 1.2.

Таблиця 1.2

Основні льотно-технічні характеристики АН-148

Макс. пасажиромісткість, пас	80 при кроці 30” (762 мм)
Макс. платне навантаження, кг	9000
Дальність, км.:	
100А	2200
100В(з 75 пас.)	3600
100Е (з 75 пас.)	5100
Макс. запас палива, кг	12100
Швидкість, км/ч	820.870
Висота польоту, км.	11000 ÷ 12500
Потрібна довжина ВПП, м	1750.2100
Витрата палива, кг/ч	1470
Паливна ефективність, г/пас км.	24,5
Екіпаж, чіл	2

Геометричні характеристики літака			
Фюзеляж			
Діаметр, мм	3350		
Довжина, мм	26200		
Подовження	7,82		
Мідель (с ОШ), кв.м	9,4 59		
Планер			
	Крил о	ВО	ГО
Площа, кв.м.	87	19,86	18,87
Подовження	9,4 95	0,94 8	4,61
Звуження	4,045	1,34 6	2,51
Відносна площа	-	0,228	0,217
Коефіцієнт статичного моменту	-	0,0928	0,937
Кут поперечного "V", град.	-4,5	-	0
Кут стріловидності по 0,25 хорд, град.	25	40	32
Кут установки, град.	+3	0	+1
Середня аеродинамічна хорда	3394,92		
Кут САХ, град, (польотний)	0		
Діапазон центрувань, % САХ	25 - 39		

1.7. Вимоги нормативних документів до протикригової системи

1.7.1. Вимоги АП-25 до протикригової системи

Коли літак повинен експлуатуватися в умовах максимально тривалого та швидкого за часом виникнення обмерзання, які вказані у Додатку С, то звичайно його використання повинне бути безпечним. У таких літаків наявна система захисту від утворення намерзання криги і тоді запрошується сертифікат для вказаного типу літака.

Для того щоб встановити чи можливе використання літака в умовах вказаних в Додатку С, необхідно, по перше, виконати аналіз, для перевірки, що захист від обмерзання різних частин літака з урахуванням різних експлуатаційних конфігурацій літака достатній. По друге, підтвердити аналіз захисту від обмерзання, виявити, які існують особливості обмерзання. Необхідно також продемонструвати ефективність, встановленої системи захисту від обмерзання та її елементів в льотних випробуваннях літака або його частин при різних експлуатаційних конфігураціях в контрольованих природних умовах обмерзання [14].

Літак також повинен відповідати певним вимогам. Так, перед експлуатацією необхідно:

- встановити попереджувальну сигналізацію для сповіщення льотного екіпажу про те, що система видалення або запобігання утворенню льоду функціонує не правильно, тобто виникли проблеми. Така сигналізація має вигляд жовтої лампи або іншого рівнозначного пристрою.

- переконатись, за умови потрапляння літака в умови обмерзання з ПКС системою планера, що не працює, буде забезпечена можливість завершення польоту відповідно до РЛЕ без виникнення аварійної ситуації.

- обладнати літак засобами сигналізації про виникнення обмерзання.

- забезпечити для членів екіпажу у різні періоди доби можливість як прямого, так і непрямого контролю наявності льоду на поверхнях і частинах літака, що є критичними, з точки зору наявності на них криги.

– якщо сертифікується літак, не призначений для польотів в умовах обмерзання, то у такому випадку виконується аналіз умов його експлуатації та розміщеного устаткування, що показує неможливість ненавмисного потрапляння в зону обмерзання. Якщо таке потрапляння не виключається, то необхідно встановити, що такий літак зможе безпечно вийти із зони обмерзання та завершити політ [14].

1.7.2. Умови утворення крижаного наросту

Умови обмерзання за FAR-25, JAR-25, CS-25, E-НЛГС показані на рис. 1.9, 1.10 та 1.11. Проаналізувавши наступні графіки можна зробити висновок, що норми АП-25 є найбільш жорсткими у порівнянні з іншими. Тому у даній роботі будуть використовуватися саме умови обмерзання, які представлені в АП-25.

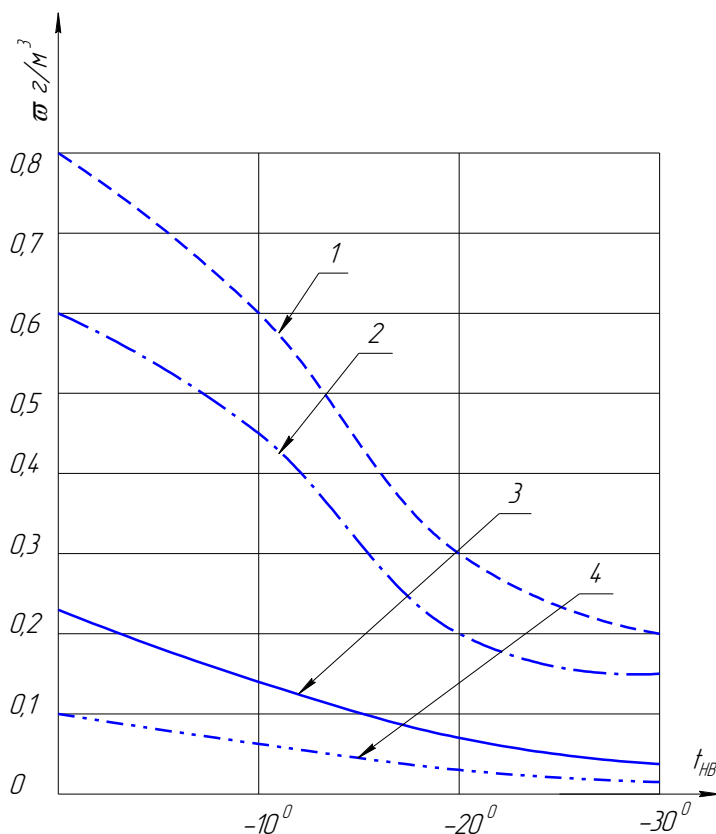
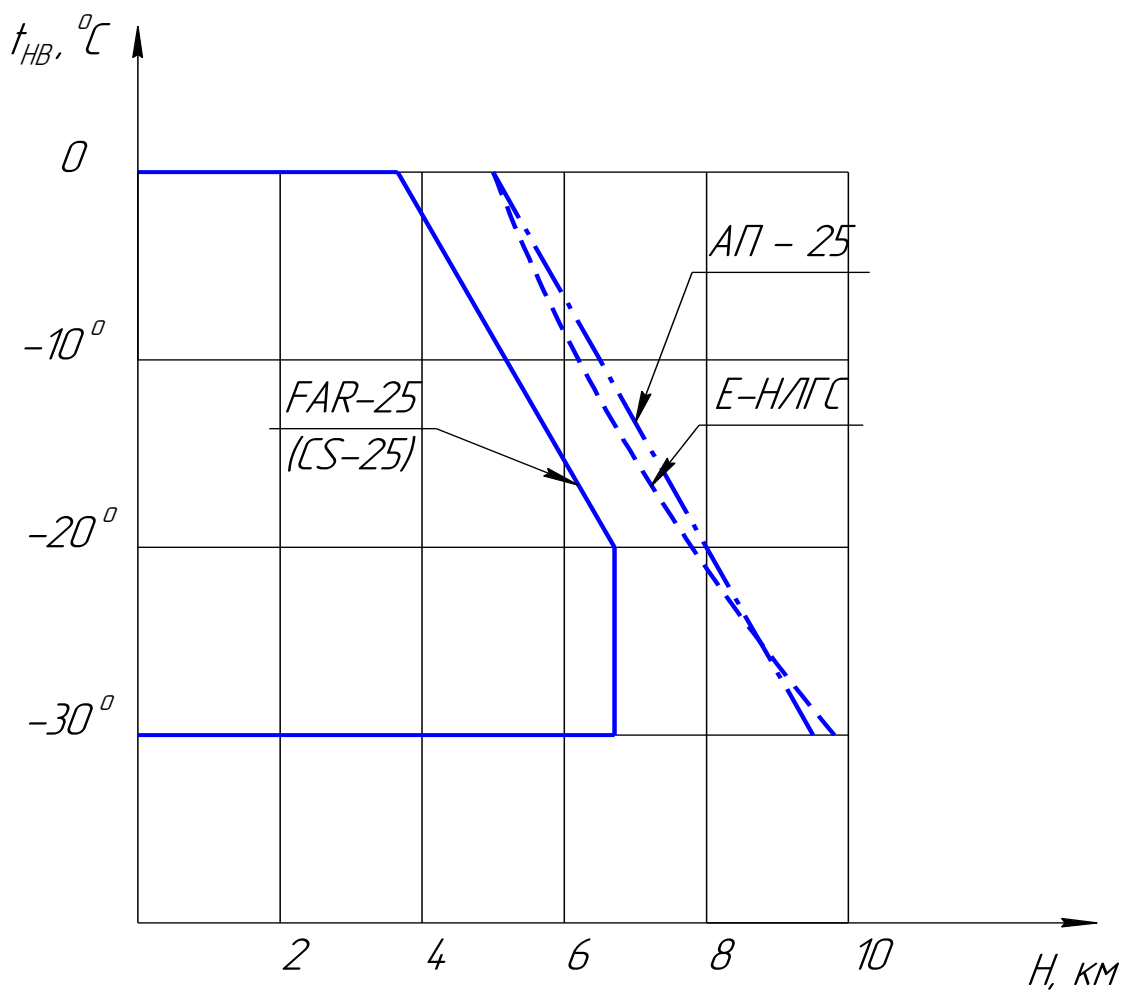


Рис.1.6 Залежність вологості хмари від температури повітря $L = 200$ км;
горизонтальний політ

1. E-НЛГС; $d = 20$ мкм; 2. АП-25 (рис. 1); $d = 20$ мкм; 3. JAR-25 (рис. 1); $d = 20$ мкм; MED = 36.6 мкм; 4. FAR-25 (рис. 1 и 3); $d = 20$ мкм; MED = 36.6 мкм



t_{HB}	0	-10	-20	-30
$H_{max_{E-NLGC}}$	5000	6200	7800	9800
$H_{max_{AP-25}}$	5000	6500	800	9500
$H_{max_{FAR-25}}$	3658	5182	6706	6706

Рис.1.7 Залежність температури навколишнього середовища й барометричної висоти для максимально довгого обледеніння

(по нормам E-NLGC, AP-25, FAR-25, CS-25)

1.- $t=0$ C, 2.- $t=-10$ C, 3.- $t=-20$ C, 4.- $t=-30$ C

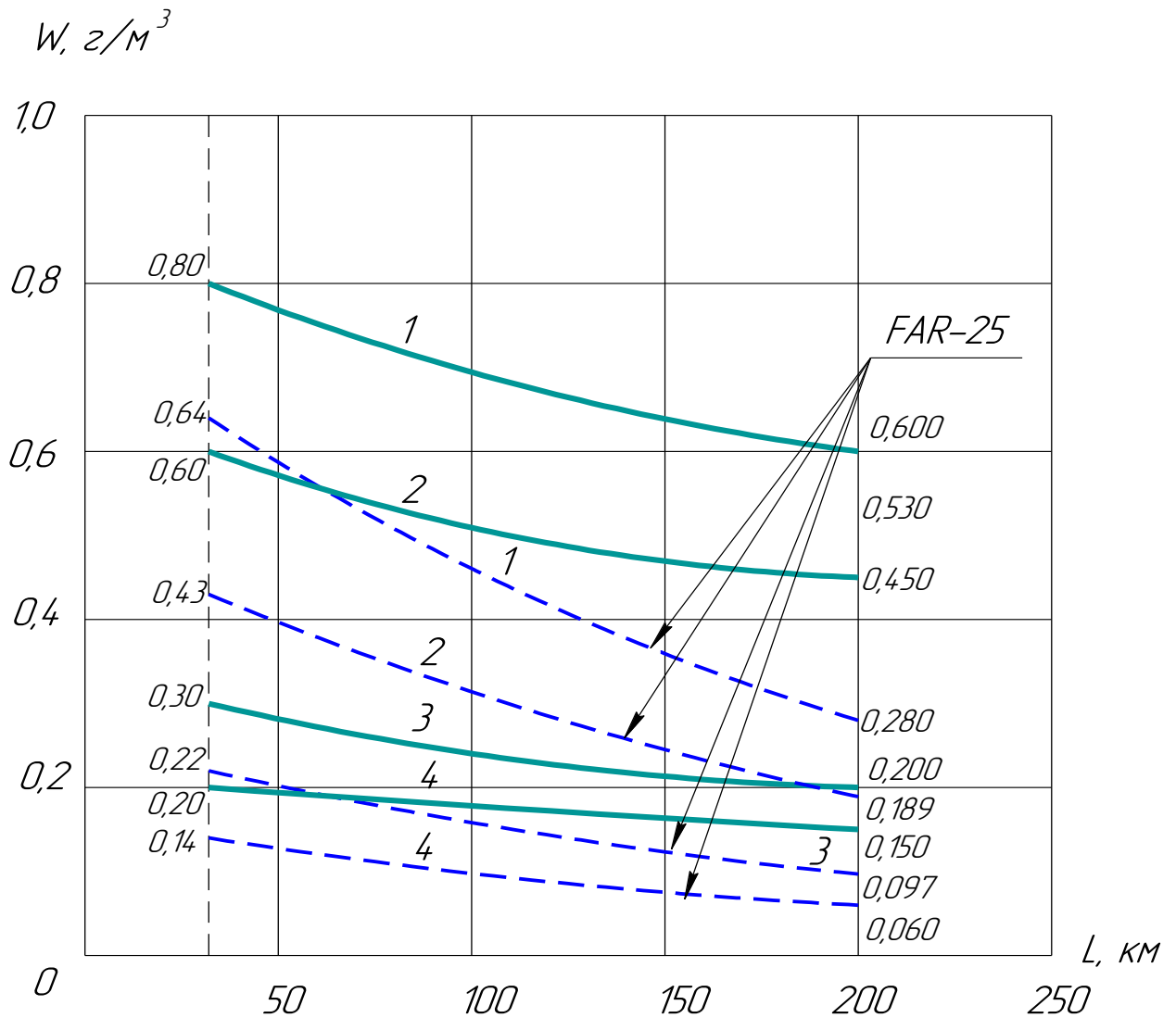


Рис.1.8 Залежність водності від горизонтальної протяжності зони обледеніння в умовах максимально довгого обледеніння для:

АП-25 1200 Н 9500м, d = 20мкм

FAR-25% 0 Н 6700м, MED = 20мкм

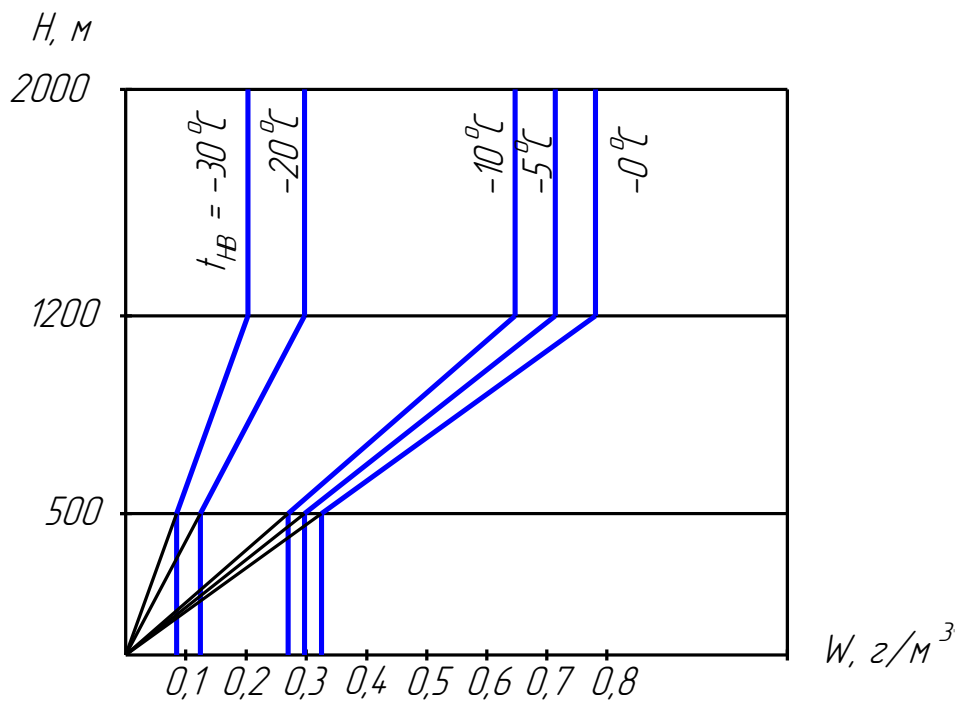
1.7.3. Умови утворення крижаного наросту. Додаток С до АП-25

Метеорологічні умови обмерзання визначають наступними параметрами:

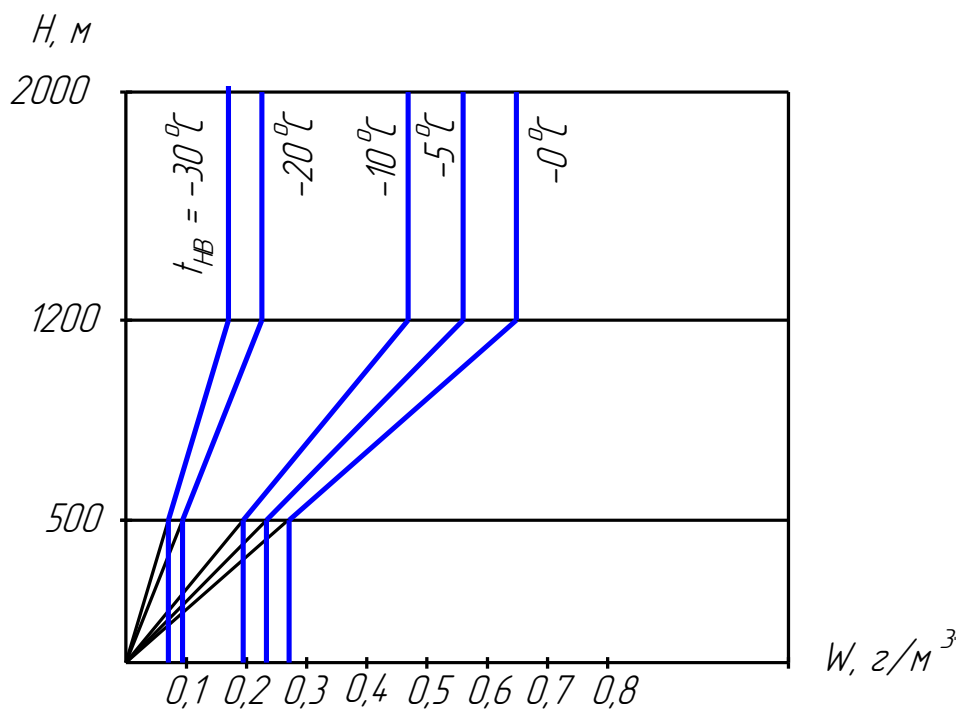
- водністю;
- середньоарифметичним діаметром крапель;
- температурою зовнішнього повітря;
- протяжністю зони обмерзання.

Максимально тривале обмерзання. Такий чинник визначається значеннями водності, представленими на рис. 1.8 та 1.10 , при горизонтальній протяжності зони обмерзання від 32 до 200 км. в діапазоні температур зовнішнього повітря і висот, вказаних на рис. 1.7. Для будь-якої температури зовнішнього повітря і горизонтальної протяжності зони обмерзання приймаються як постійна вертикальна протяжність хмари, рівна 2000 м, і середньоарифметичний діаметр крапель, рівний 20 мкм. Приведені на рис. 1.7 значення вологості будуть максимальними на висотах вище 1200 м. На висотах від 1200 до 500 м водність змінюється по лінійному закону від відповідних значень, представлених на рис. 1.7, до нуля на рівні моря, при цьому на висотах менше 500 м водності приймається рівною значенню на висоті 500 м (див. рис. 1.9) [14].

Максимально короткочасне обмерзання. Дане значення буде вираховуватись показниками водності, представленими рис. 1.10, при горизонтальній протяжності зони обмерзання від 5 до 10 км. в діапазоні температур зовнішнього повітря і висот, приведених на рис. 1.11. Для будь-якої температури зовнішнього повітря будуть братись за постійну величину середньоарифметичний діаметр крапель, який рівний 20 мкм [14].



а



б

Рис. 1.9 Залежність водності від вертикальної протяжності зони обмерзання
а — $L = 200$ км.; б — $L = 32$ км.

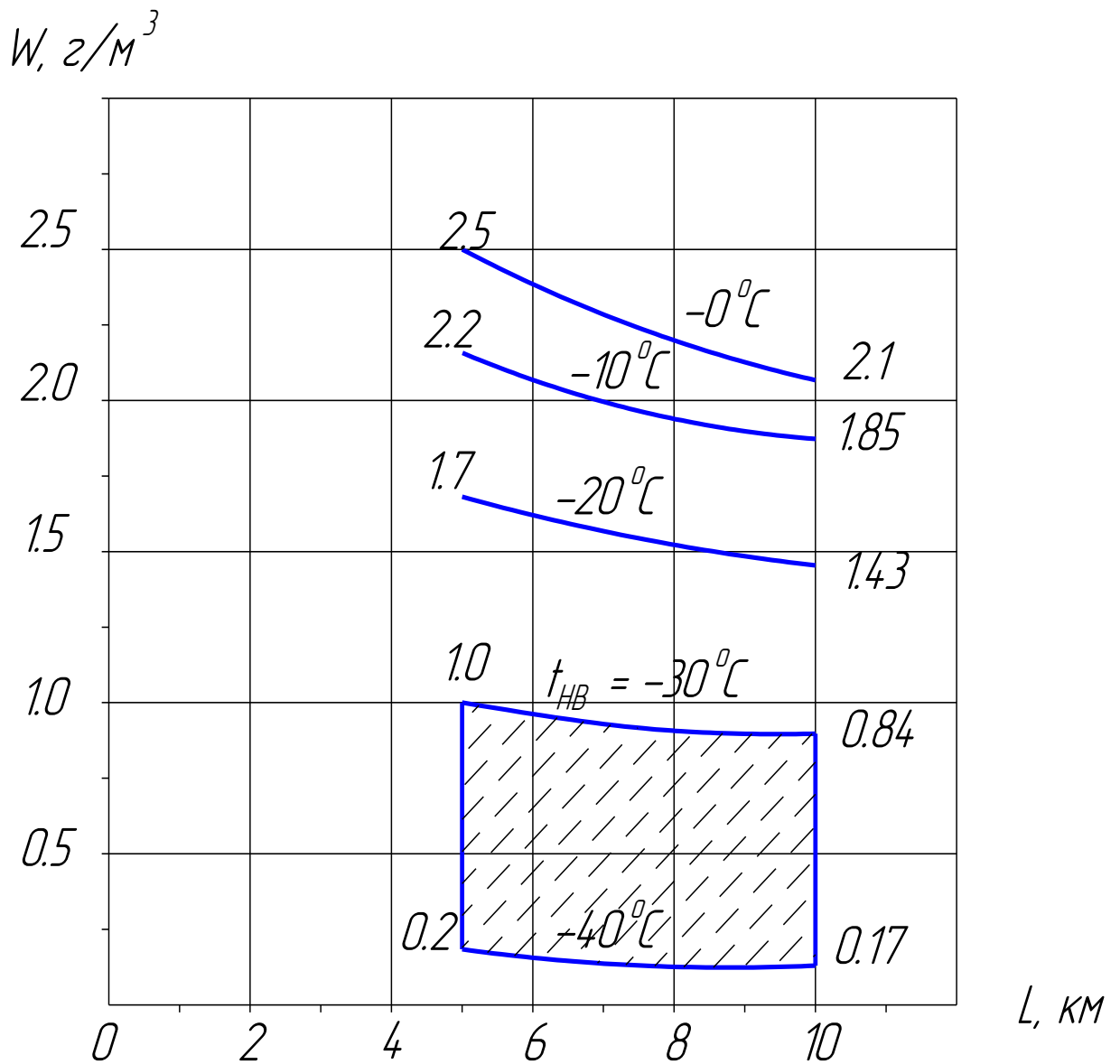


Рис. 1.10 Залежність водності від горизонтальної протяжності зони обмерзання в умовах максимального короткочасного обмерзання в діапазоні висот від 1200 до 11000 м для хмар (кучеподібних) з середньоарифметичним діаметром крапель 20 мкм.

При $t_{\text{HB}} = -30 \dots -40$ °С — зона можливого розширення умов (на вимогу Замовника)

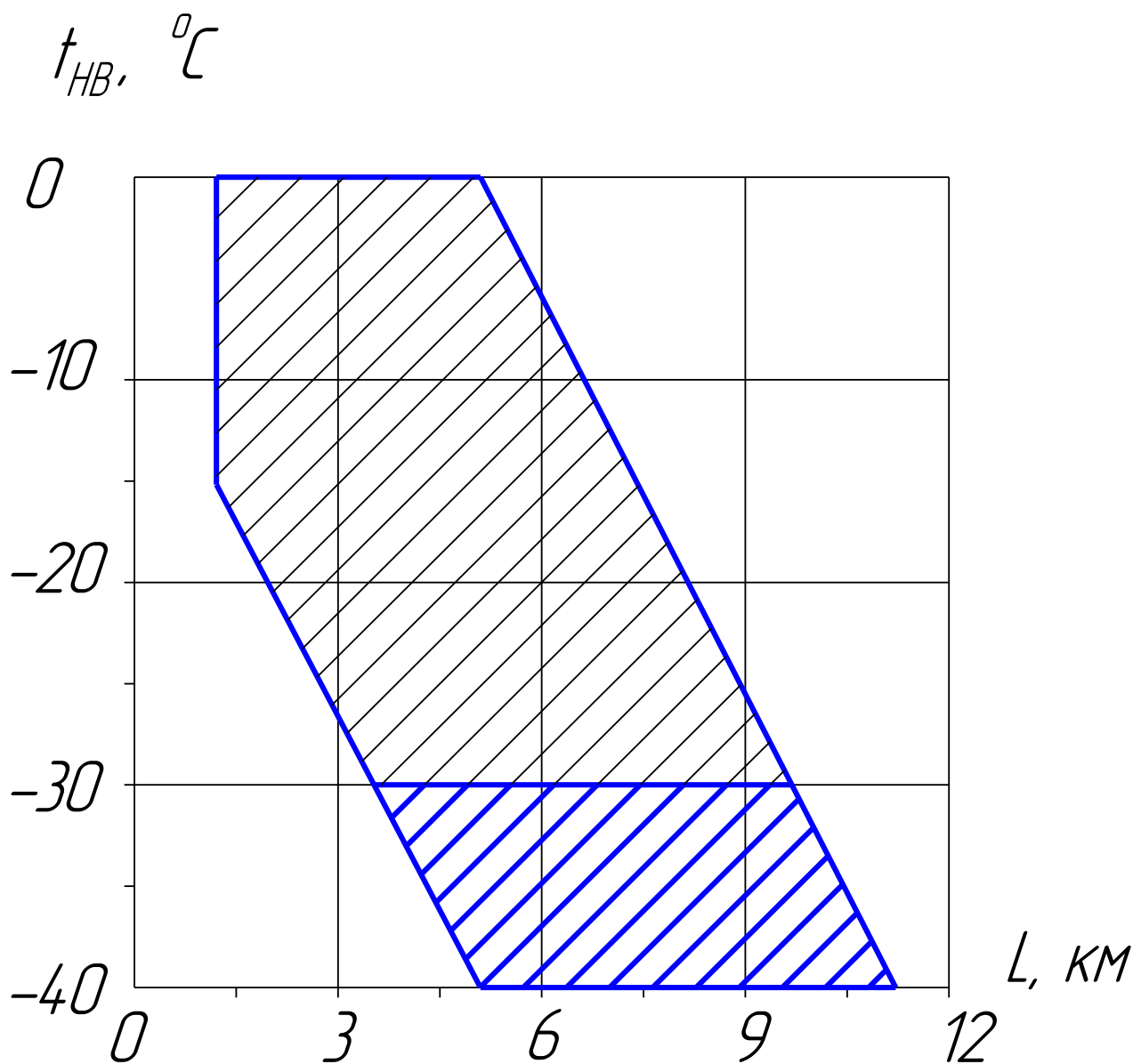


Рис. 1.11 Зона можливого обмерзання, визначується заввишки і температурою зовнішнього повітря, для умов максимального короткочасного обмерзання.

При $t_{HB} = -30 \dots -40$ °C — зона можливого розширення умов (на вимогу Замовника)

1.8. Протиомерзаюча система. Загальні відомості, опис та робота

1.8.1. Загальні відомості

Протикригова система використовується для захисту літака від утворення намерзання криги на поверхні повітряного судна.

Така система літака повинна включати наступні елементи:

- ПКС планера (ПКС крила й оперення);
- ПКС повітрозабірників двигунів;
- ПКС лобового скла кабіни екіпажу;
- сигналізатори обледеніння.

Необхідно більш детально зупинитись на вказаних елементах.

ПКС планера - повітряно-теплова циклічної дії, призначена для запобігання утворення або видалення намерзання криги з носків крила, які відхиляються та не відхиляються, передкрилків та носків стабілізатора.

ПКС повітрозабірників двигунів - повітряно-теплова, призначена для запобігання утворення або видалення вже утвореної криги з носків повітрозабірників двигунів.

ПКС лобового скла - призначена для запобігання утворенню та видалення криги, що виникає на лобовому склі кабіни екіпажу й очищення поверхні скла (видалення з них води, льоду й снігу, що підтанув).

Функцією сигналізаторів зледеніння EW 164 є подача сигналу при наявності зледеніння й видачі команд на включення підсистем ПКС у режимі автоматичного керування [9].

1.8.2. Опис та робота протиобмерзаючої системи

Відбір повітря для ПКС планера здійснюється від СПП за 4-ї ступені КВТ двигунів при $\alpha_{руд} > 62^0$ та 7-ї при $\alpha_{руд} < 62^0$. Для ПКС повітрозабірників двигунів відбір здійснюється від 4-ї ступені КВТ двигунів.

Крани-регулятори визначають кількість повітря, яку необхідно подати на обігрів повітрозабірників двигунів, крила й оперення.

Керування ПКС здійснюється приладом УУКП-148 (далі УУКП) по заданому алгоритму керування.

УУКП призначений для виконання наступних функцій:

- Увімкнення та відімкнення підсистем ПКС відповідно до положення органів управління і сигналів датчиків;

- автоматичного вирішення причин відмов, що виникають при роботі системи;
- регулювання кількості повітря (за рахунок регулювання тиску), що потрапляє в систему, залежно від температури поверхонь, що захищаються від подальшого обмерзання, параметрів повітря, що потрапляє в систему, і режиму польоту;
- контролю справності агрегатів системи;
- формування сигналів, що свідчать про працездатність приладу і стан агрегатів системи;
- сполучення ВТ ПКС з бортовими системами літака.

На літак встановлюється 2 прилади управління.

У штатній ситуації вони відповідають за керування такими підсистемами:

- перший прилад призначений для керування роботою підсистем ПКС крила і оперення (3 канали);
- другий прилад - роботою підсистем ПКС повітрозабірників двигунів (2 канали).

Живлення приладів УУКП-148 забезпечується при подачі живлення на борт літака.

УУКП має 5 каналів керування:

- 2 канали для ПКС повітрозабірників двигунів (по одному каналу на кожен повітрозабірник);
- 2 канали для ПКС крила (по одному каналу для лівої і правої консолі крила);
- 1 канал для ПКС оперення.

Керування по кожному каналу здійснюється незалежно від роботи інших каналів. При цьому не допускається робота у польоті ПКС лише однієї консолі крила, коли інша або відключена, або з якихось причин що відмовила (асиметрія).

Прилад має два контури управління:

- основний (регулювання тиску повітря, що поступає в систему, здійснюється у функції від температури поверхні, що обігрівається)

$$P_c=f(t_{п})$$

$$t_{п}= f(t_{н.в}; t_c; H; V)$$

- резервний (регулювання тиску повітря, що поступає в систему, здійснюється у функції тиску P_n і інших параметрів)

$$P_c=f(P_n; t_c; t_{н.в}^*; V)$$

При увімкненні системи, основні і резервні контури керування працюють паралельно. При цьому у разі відмови основного контуру керування (відмова самого приладу або відмова двох каналів датчика t_p) резервний контур забезпечує регулювання тиску тільки по верхньому значенню (P_{max}) [4].

У разі відмови основного і резервного контурів керування будь-якого з каналу (каналів) керування будь-якого з приладів «його» підсистеми, автоматично перемикається на відповідний резервний канал другого приладу.

Включення підсистем здійснюється в двох режимах:

а) автоматичному - при наявності сигналу «ОБМЕРЗАНИЕ» і відсутності заборонних сигналів (у польоті) без втручання екіпажу;

б) ручному - екіпаж включає систему (підсистему) незалежно від наявності умов обмерзання, але за відсутності заборонних сигналів, які автоматично блокують включення системи (підсистеми).

Екіпаж має можливість відключити системи (підсистеми) примусово, при цьому наявність або відсутність яких-небудь сигналів не має значення.

УУКП взаємодіє з наступними системами і агрегатами літака:

- системою електропостачання (СЭС);
- органами керування;
- з бортовим устаткуванням (СУОСО; ИКВСП; БСТО; БУР);
- регуляторами тиску;
- датчиками тиску повітря в магістралях ПОС після регуляторів тиску;
- датчиком температури повітря в магістралі ПОС Г.О;
- датчиком температури повітря в магістралях ПОС п/забірників двигунів;
- датчиками температури поверхонь, що обігріваються;

- краном кільцювання СПВ;
- системою управління СПВ;
- сигналізаторами обмерзання;
- датчиками тиску масла в МДУ.

Примітка: Для керування і контролю системи встановлені:

- за кожним регулятором тиску по 2 датчики тиску (Pc);
- за регулятором тиску ПОС ГО один двоканальний датчик температури t_c (П-109М1);
- у магістралі ПОС кожного повітрязбірника двигуна один двоканальний датчик температури t_c (П-109М1);
- за циклічними клапанами 2-ї та 3-ї секцій крила мірні діафрагми, в 1-й секції діафрагма встановлена в гілці підвода повітря до носка, що відхиляється, та до носка, що не відхиляється.
- на лівих і правих предкрилках, по 1 (двоканальному) датчику температури поверхні, що обігрівається (t_n).
- на лівому і правому носку стабілізатора по 1(двоканальному) датчику температури поверхні, що обігрівається (t_n).
- на кожному повітрязбірнику двигуна по 1(двоканальному) датчику температури поверхні, що обігрівається (t_n).
- на кожному двигуні (МДУ) датчик мінімального тиску масла для отримання інформації про факт роботи двигуна [4].

Для забезпечення подачі повітря до поверхонь, що обігріваються, використовуються регулятори тиску, а саме:

- лівого предкрилка;
- правого предкрилка;
- стабілізатора;
- повітрязбірника кожного двигуна.

Обидва УУКП мають отримувати та відправляють інформацію (інформаційна взаємодія) з бортовою системою технічного обслуговування (БСТО)

Кожен прилад забезпечує прийом і обробку наступної інформації:

- про поточне значення абсолютного ($P_{абс}$) тиску атмосферного повітря
- про режим роботи кожної СПВ;
- про поточне значення температури зовнішнього повітря (загальмованого);
- про поточне значення температури зовнішнього повітря (незагальмованого);
- швидкості польоту;
- інформацію про політ (номер польоту, дату польоту, тимчасові характеристики);
- тиск повітря, що подається від лівої та правої СПВ;
- висота польоту;
- висота 500 м над рівнем аеродрому;
- запит про контроль системи засобами БСТО;
- положення заслінок кожного циклічного клапана.

Сигнали «основного» сигналізатора обмерзання:

- а) відмова;
- б) справний;
- в) лід 1;
- г) лід 2.

Сигнали «дублюючого» сигналізатора обмерзання:

- д) лід 1;
- е) відмова;

Примітки:

1. Для приладу № 1 (крило, оперення) «основним» є сигналізатор, встановлений по правому борту, дублюючий, – по лівому борту.

2. Для приладу № 2 (повітрозабірники двигунів) «основним» є сигналізатор, встановлений по лівому борту, дублюючий, – по правому борту.

- включення в автоматичний режим роботи системи (підсистеми);
- включення в ручний режим роботи системи (підсистем);
- регулятор 1(5) – закритий;

- сигнали «ШАССИ НЕ ОБЖАТО»;
- сигнал «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ 1, 2»;
- сигнали відкритого і закритого положення заслінки крана кільцювання;
- команда на відкриття крана кільцювання (від кнопки управління) [4].

Примітка: Обидва прилади УУКП-148 отримують по 2 сигнали «ШАССИ НЕ ОБЖАТО» - по одному сигналу від СУОСО №1 і СУОСО №2. При цьому кожен СУОСО видає сигнал №1 і №2 використовуючи різні схеми.

- тиск повітря в магістралі ПОС після регулятора тиску кожної підсистеми (по одному сигналу у відповідний канал кожного приладу);
- температура поверхні кожної підсистеми, що обігривається (по два сигнали в кожен канал відповідного приладу);
- температура повітря, що подається в ПОС Г.О. (по одному сигналу на кожен прилад);
- температура повітря, що подається в ПОС повітрязбірника кожного двигуна (по одному сигналу від кожного повітрязбірника в кожен прилад).

Керування підсистемами протизаморожувачів здійснюється наступними кнопковими перемикачами:

- а) крила (ПОС лівої і правої консолей) мають один перемикач;
- б) для керування протизаморожувачами оперення – один перемикач;
- в) повітрязбірників двигунів використовується по одному перемикачу на кожен двигун.
- г) одночасне включення всіх підсистем в «РУЧНОЙ» режим роботи здійснюється загальним перемикачем.

Початковий стан перемикачів «а»; «б»; «в» не натиснутий, що відповідає відключеній системі [4].

Кожен УУКП має вихід для підключення автономного приладу збору інформації та індикації. На період наземного відпрацювання і льотних випробувань літака в комплект постачання входить прилад СБІ - УУКП-148 (для збору інформації), що забезпечує оперативний пошук і усунення несправностей без демонтажу устаткування з борту літака.

Система може працювати у двох режимах керування:

- автоматичному
- ручному.

Зупинимось на кожному з режимів більш детально.

Керування в «автоматичному» режимі. За такого режиму роботи, увімкнення ПКС літака виконується автоматично при отриманні сигналу «ОБМЕРЗАНИЕ».

Одночасно з командою на увімкнення ПКС крила і (або) оперення в контролери СПВ надсилається команда на переналаштування системи регулювання температури повітря, що подається системою підготовки повітря в ПКС. У ПКС подається повітря з температурою $t=2301^{\circ}\text{C}$ [4].

При включенні тільки ПКС повітрязабірників двигунів переналаштувати СПВ – не потрібно, оскільки ПКС повітрязабірників двигуна не пов'язана із СПВ.

При роботі системи, коли управління здійснюється основним контуром управління, УУКП автономно керує роботою відповідного регулятора тиску (лівого, правого крила, стабілізатора, повітрязабірника кожного двигуна), забезпечуючи через зміну тиску повітря (витрати), що подається, задану температуру відповідної поверхні, що обігрівається [4].

При цьому тиск в системі контролюється резервним контуром управління, не допускаючи вихід за діапазон від P_{\max} до P_{\min} , передбачених алгоритмом керування.

При роботі системи, коли використовується резервний контур керування, прилад повинен так само автономно керувати роботою відповідного регулятора тиску, забезпечуючи закон P_{\max} , передбачений алгоритмом керування. Допускається керування частиною каналів основним контуром керування, а іншою частиною - резервним каналом керування. Приведення у роботу кранів-регуляторів ПКС крила повинно виконуватися однойменними каналами керування.

При роботі ПКС крила повинна бути дотримана симетрія температурного режиму лівої та правої консолі крила в межах допуску, вказаного в алгоритмі керування, та симетрія секцій, які працюють одночасно [4].

Перейдемо до розгляду іншого режиму, а саме: керування в ручному режимі. При використанні такого режиму, увімкнення конкретних підсистем виконується

незалежно від наявності або відсутності сигналу про обмерзання, а відразу після отримання приладом команди від загального перемикача ручного режиму, коли увімкнене положення перемикача керування конкретною підсистемою [4].

У разі відмови одного двигуна або однієї СПВ алгоритм керування підсистемами ПКС зберігається. Компенсація енергоносія забезпечується за рахунок відбору повітря від ДСУ. Включення відбору від ДСУ здійснюється екіпажем. Контроль відбору від ДСУ - по сигналу відкритого положення заслінки відбору повітря від ДСУ.

У той проміжок часу, який необхідний для запуску ДСУ та підключення відбору повітря, передбачено блокування відмовних сигналів в ПКС. Час затримки – 120 сек.

У разі відмови датчика температури поверхні, що обігривається, або відмови основного контуру управління, УУКП автоматично переводить керування підсистемою, що відмовила, на резервний контур керування.

Коли відмова виникла в одній з підсистем крила, то на резервний контур керування переводиться і симетрична підсистема.

В процесі роботи підсистем ПКС УУКП (№1 і №2) аналізують інформацію про параметри роботи підсистем, яка передається від датчиків (t_p ; t_c ; P_c), зіставляють параметри з параметрами повітря СПВ, що подається; з параметрами, заданими алгоритмами керування. Як результат проводиться контроль справності датчиків, агрегатів та системи в цілому [4].

У разі відсутності одного сигналів, що отримуються від СУОСО або сигналу «ШАССИ НЕ ОБЖАТО», в системі забезпечується блокування команд включення ПКС крила і оперення. Також ці команди блокуються і до висот над рівнем аеродрому менших за $H = 500\text{м}$, але тільки у випадку, якщо система підготовлена до включення в режимі «АВТОМАТ» і один або обидва двигуни працюють у злітному режимі [4].

За відсутності сигналу «ШАССИ НЕ ОБЖАТО» і одночасній наявності інформації про висоту польоту більш 500м , а також швидкості польоту більшої за 150км/час , блокування включення ПКС крила і оперення відключається.

УУКП також блокує команду включення ПКС повітрязбірника, коли двигун не працює.

Коли ПКС повітрязбірника двигуна працює, то у разі відмови двигуна автоматично видається команда на відключення ПКС його повітрязбірника.

За відсутності сигналу «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ 1, 2» і увімкнення ПКС крила та оперення УУКП видає команду на відкриття крана кільцювання СПВ і контролює його відкрите положення. У разі не відкриття вказаного крана, надсилається повідомлення в СУОСО і БСТО «КРАН КОЛЬЦЕВАНИЕ - ЗАКРЫТЫЙ».

Контроль системи (підсистеми) виконується в 3-х режимах:

-автоматично при включенні логічної частини приладів УУКП-148, тобто при подачі живлення на борт;

-автоматично у польоті при штатній роботі системи (підсистеми) і у відмовних ситуаціях;

-на землі при контролі системи засобами БСТО.

При контролі перевіряються:

-справність приладів УУКП-148;

-справність ланцюгів датчиків тиску повітря в системі (Pc);

-справність ланцюгів датчиків температури повітря в ПОС ГО (tc);

-справність ланцюгів датчиків температури повітря в ПОС повітрязбірників двигуна 1 (2) (tc);

-справність ланцюгів датчиків температури поверхонь, що обігріваються (tp);

-справність ланцюгів сигналізації закритого положення заслінок кранів-регуляторів, крана кільцювання СПВ;

-справність ланцюгів керування заслінками кранів-регуляторів;

-справність ланцюгів сигналізації " ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ 1, 2";

-справність сигналізаторів обмерзання;

-справність ланцюгів сигналізації «ОТКАЗ» і «РУЧН» кнопок управління підсистемами;

-справність ланцюгів сигналів "Ознака 1 (4)";

-справність ланцюгів сигналів «ШАССИ НЕ ОБЖАТО».

-а також відповідність температури повітря, що подається, вимогам ПКС.

Слід зауважити, що датчик тиску повітря в системі вважається несправним, якщо на землі при непрацюючих двигунах і відключеній ПКС напруга на виході з датчика менш 2В або більш 9,5В [4].

Ймовірність видачі помилкового сигналу, невиконання будь-якої функції керування або сигналізації в автоматичному або ручному режимі керування будь-яка з підсистем ВТ ПКС складає менше $1 \cdot 10^{-6}$ на 1 годину польоту.

Середній наліт на відмову або пошкодження кожного з приладів УУКП-148Тс=3000 ч.

УУКП обладнаний вбудованою апаратурою контролю ВІТЕ (built-in-test equipment).

Повнота контролю відмов, виявлених за допомогою ВІТЕ, має умовну ймовірність:

- відмови, що призводять до особливих ситуацій і/або перешкоджають вильоту (тобто відсутні в переліку допустимих відмов), а також не віднесені до категорії практично неймовірних, повинні бути сигналізованими;

- для відмов, що не призводять до особливих ситуацій, – не менше 0,85.

Умовна вірогідність помилкової інформації про відмову складає не більше 0,2.

Тривалість передпольотного автоматизованого тест-контролю за допомогою ВСК повинна бути не більше 2 хвилин.

1.8.3. Основні дані по ПКС крила

Відбір повітря для ПКС крила здійснюється від системи підготовки повітря (СВП, ПОВ1 і ПОВ2, сьомий ступінь КВД двигунів №1 і №2).

При відмові одного двигуна або одного ПОВ, повітря додатково відбирається від включеної ДСУ [4].

Витрата повітря і статичний тиск на півкрило, регулюються клапанами-регуляторами.

В системі встановлено 6 циклічних клапанів УФ 96553-040.

Температура гарячого повітря в ПКС планера $t_w=230\pm 10^\circ\text{C}$.

Керування клапанами-регуляторами та циклічними клапанами проводиться приладами УУКП-148 №1 і №2 по заданій послідовності керування.

ПКС крила захищає від обмерзання предкрилок, відхиляючи та невідхиляючи носки крила 13,5м (по передній кромці). Кут стрілоподібності крила $\chi=28,4^\circ$. Хорди: максимальна В4,5м та мінімальна В1,35м (по потоку). Довжина половини крила по розмаху складає $Z=14,4\text{м}$ [4].

Розглянемо систему протиобмерзання крила камерного типу гофрової конструкції. Висота гофрів складає 2,2мм. Товщина протизаморожувача - $\delta=1,2\text{мм}$, матеріал - Д16АМВ. Товщина гофра $\gamma=0,6\text{мм}$, матеріал АД-37.

Гаряче повітря виходить з отворів, що калібруються, в роздаточній трубі в камеру протизаморожувача та направляється у верхні і нижні гофри в співвідношенні 60% і 40%. Такий розподіл витрат повітря здійснюється за рахунок розмірів отворів виходу з гофрів, тобто потрібним гідравлічним опором.

Геометричні параметри протизаморожувача крила зображено на рис.1.12 – 1.15.

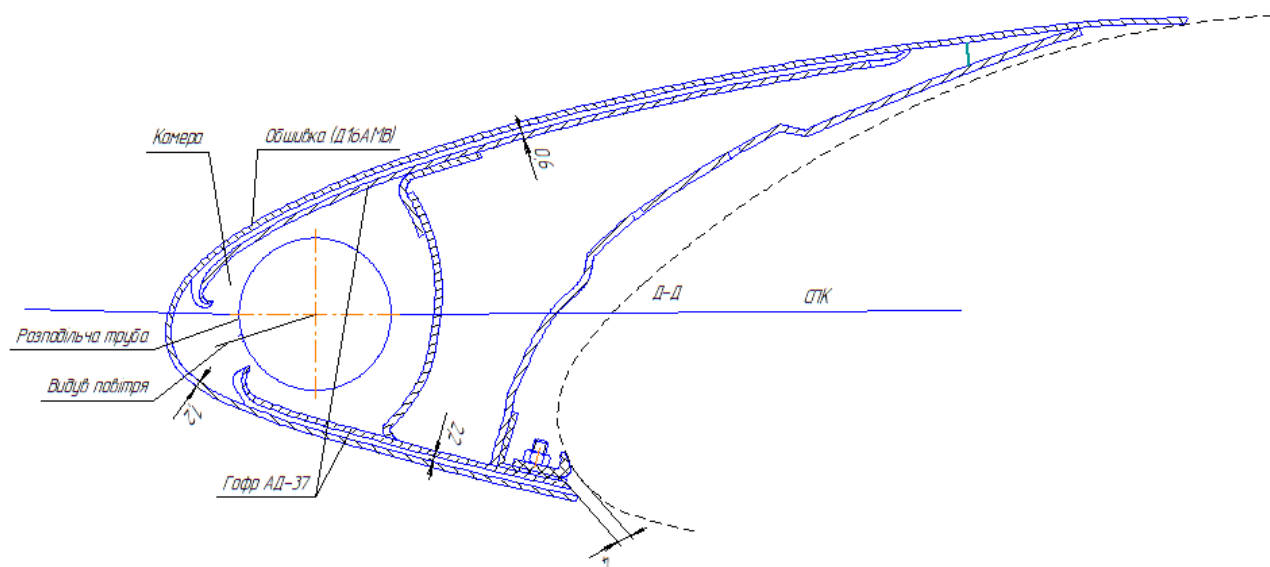


Рис. 1.12 Типова конструкція протизаморожувача 1-ї та 2-ї секцій

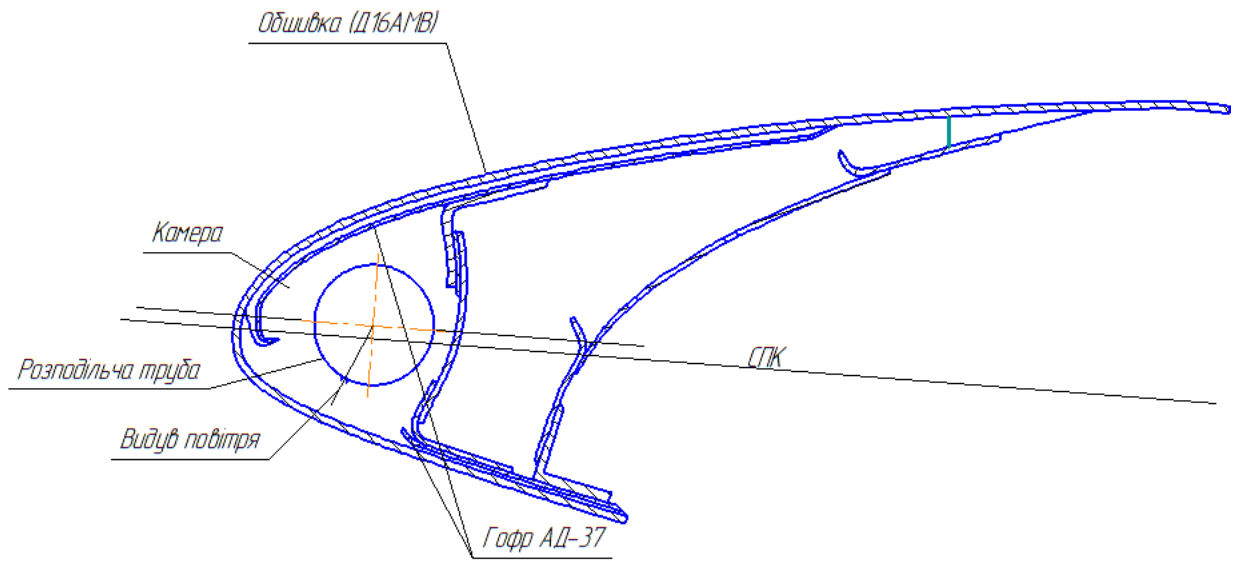


Рис. 1.13 Типова конструкція протизаморожувача 3-ї секції

Данні по гофрам для невідхиляемого носка

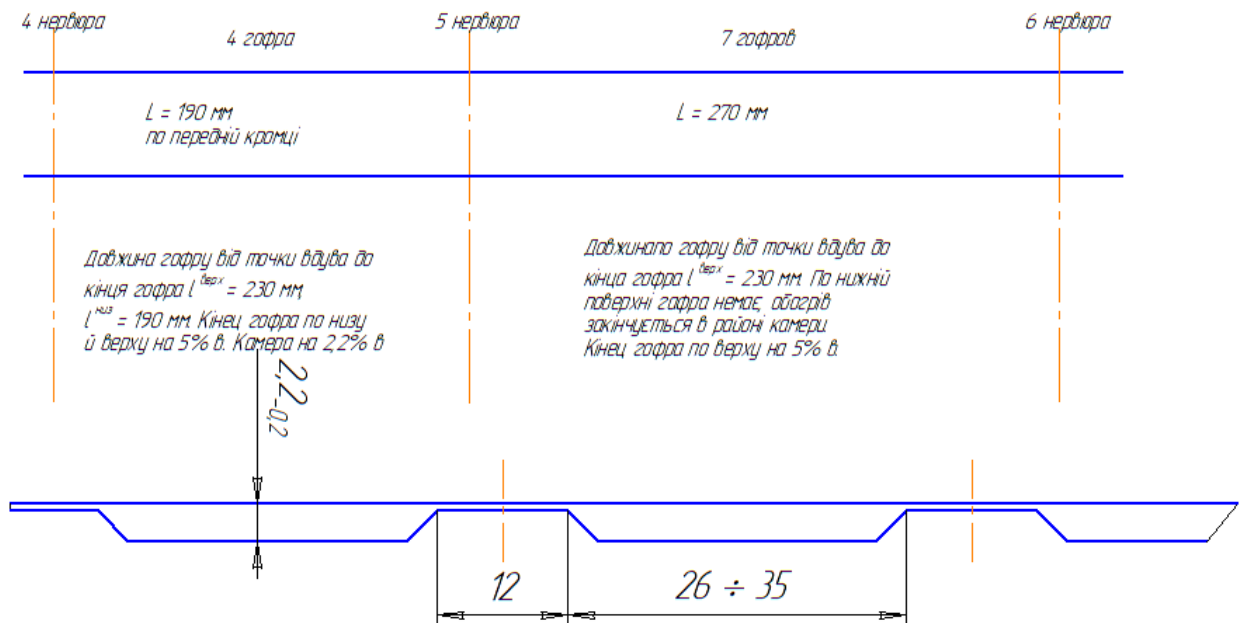


Рис. 1.14 Не відхиляемий носок

Данні геометрії по гофрам для відхиляемого носка

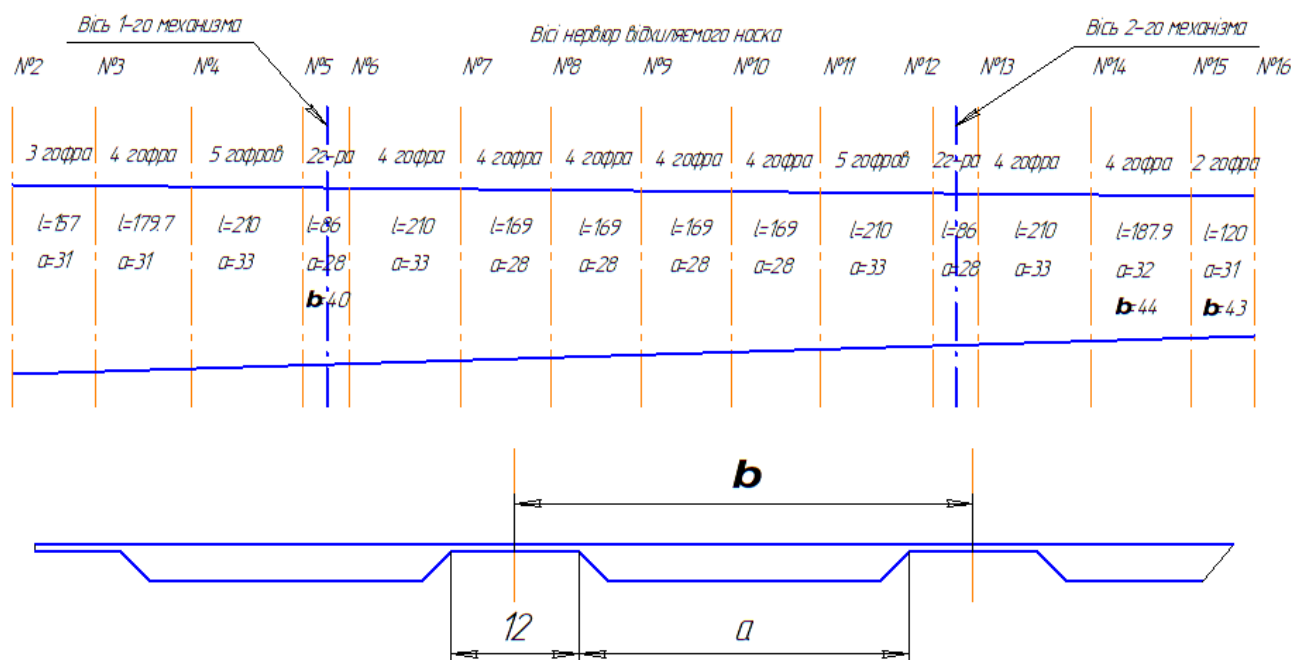


Рис. 1.15 Не відхиляємий носок

1.8.4. Основні дані по ПКС стабілізатора літака АН-148

Відбір повітря для ПОС стабілізатора здійснюється за допомогою системи підготовки повітря (СВП, ПОВ1 і ПОВ2, сьомий ступінь КВД двигунів №1 і №2).

Параметри повітря, що подається на обігрів стабілізатора, витрата повітря на стабілізатор і статичний тиск, регулюються клапаном-регулятором і складають на землі (від одного двигуна):

- витрата повітря на S стабілізатора –0,28кг/с;
- витрата повітря на важ стабілізатор –0,56кг/с;
- статичний тиск за клапаном-регулятором (мах) на землі $P_c=3,26\text{кг/см}^2$.

Температура гарячого повітря в ПКС стабілізатора $t_v=215\pm 10^\circ\text{C}$.

Керування клапаном-регулятором здійснюється приладом УУКП-148(далі УУКП) по заданому алгоритму керування [4].

Стабілізатор складається з двох половин, що обігріваються, кожна завдовжки 3,4м по передній кромці. Кут стрілоподібності стабілізатора $\chi=35,7^\circ$. Хорди: максимальна 2,8м і мінімальна 1,35м (по потоку).. Висота гофрів

протизаморожувача стабілізатора крила - камерного типу гофрованої конструкції, становить 2,2мм. Товщина такого протизаморожувача $p=1,2$ мм, матеріал Д16АМВ. Товщина гофри $g=0,6$ мм, матеріал АД-37.

Гаряче повітря виходить з отворів, що калібруються, в роздаточній трубі у камеру протизаморожувача і прямує до верхніх та нижніх гофрів, у співвідношенні 40% і 60%. Розподіл заданих витрат повітря забезпечується необхідним діаметром отворів, що за рахунок яких створюються потрібні гідравлічні опори гофрового тракту [4].

1.8.5. Основні дані по ПКС повітрязабірника літака АН-148

Гаряче повітря для ПКС повітрязабірника відбирається від 4-го ступеня компресора двигуна Д436-148, його температура залежно від режиму роботи ДУ і $t_{нв}$, складає від 150°C до 320°C .

Відбір гарячого повітря регулюється клапаном-регулятором АІV 60088А010000 з штатним датчиком тиску P_c (92295А01000), який отримує від приладу УУКП-148 завдання на регулювання тиску P_c за клапаном .

Розрахункова витрата гарячого повітря на висоті $H = 0$ м при температурі повітря t_c , що подається $=150^{\circ}\text{C}$ складає $G=0,4$ кгс= 1430 кг/год і змінюється пропорційно тиску P_c [4].

$$P_c = (3,3P_n + 0,2) - 3(B+D)*(3,3P_n + 0,2) \text{ кг/см}^2, \text{ де}$$

$$B = f(t_c, t_{нв}, ^{\circ}\text{C})$$

$$D = f(V_{ист.}, \text{ м/сек})$$

$$3 = f(t_{нв}, ^{\circ}\text{C})$$

Повітряний тракт протизаморожувача повітрязабірника, має висоту $h = 3$ мм, утворений обшивкою і гофрами, полиця між гофрами має постійну довжину, яка складає 12мм. Всього гофрів 144, тобто крок гофри по довжині протизаморожувача – змінний.

Матеріал обшивки протизаморожувача - АК-4-1, завтовшки 1,5мм.

Гофри виконані з матеріалу Х18Н9Т, завтовшки 0,8мм.

Гаряче повітря подається в повітряний тракт на внутрішню поверхню протизаморожувача в кожному гофру через отвір діаметром $\varnothing 7\text{мм}$, який розташований на відстані 130мм від лобової точки.

Довжина зовнішньої поверхні протизаморожувача від лобової точки складає 210мм. Вихід гарячого повітря проводиться безпосередньо з гофри за герметичною камерою [4].

Типова конструкція протизаморожувача повітрязабірника зображена на рис. 1.16.

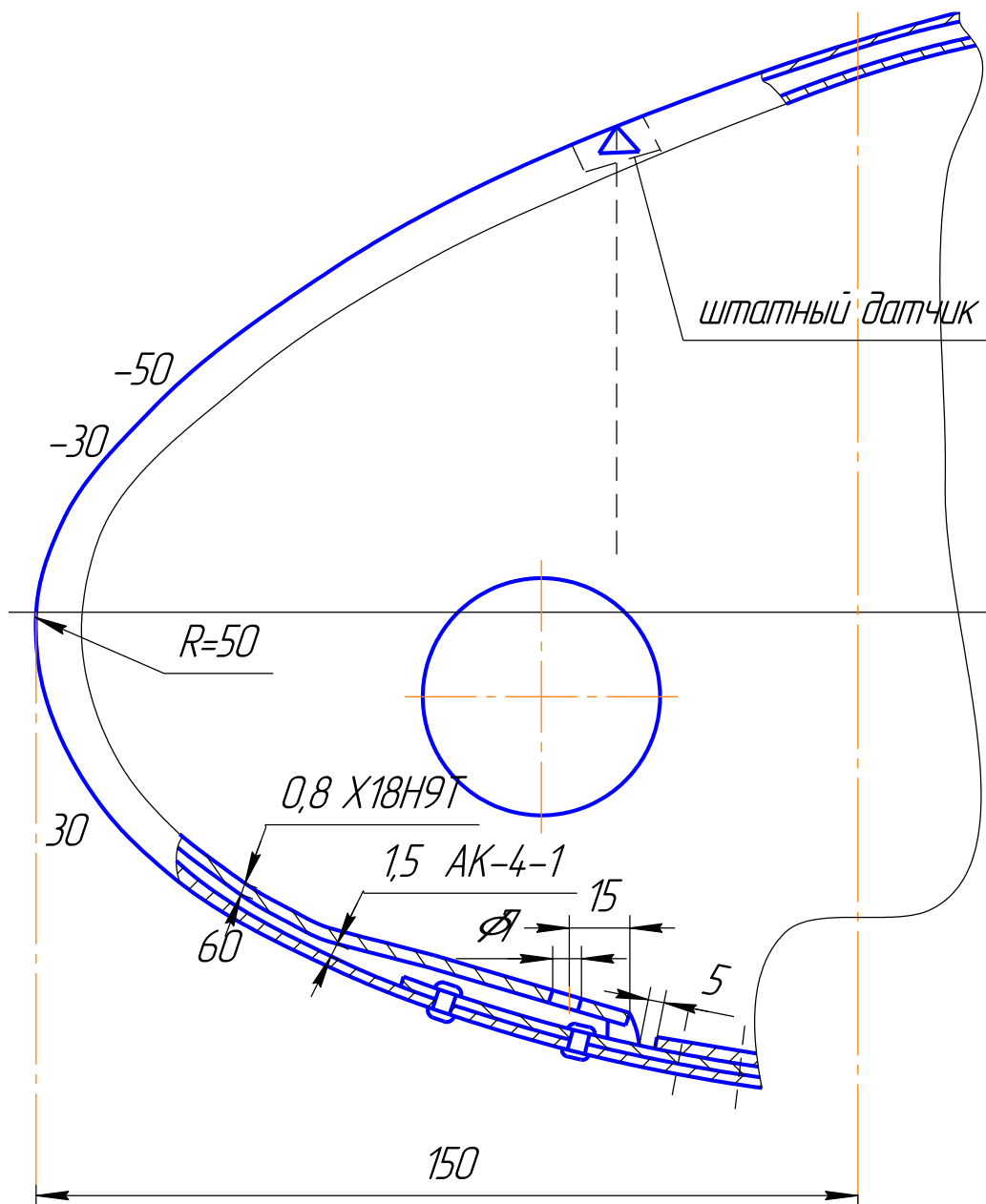


Рис. 1.16 Типова конструкція протизаморожувача повітрязабірника

РОЗДІЛ 2

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Фізичні процеси на поверхні протиаморожувача

Тепловий розрахунок пристроїв протиаморожувачої системи складається з двох пов'язаних між собою частин. Перша частина розрахунку базується на визначенні потрібної кількості тепла, тобто потрібно знайти ту теплову енергію, яку необхідно підвести до поверхні, що обігривається, щоб на даній поверхні задати і/або підтримувати задану температуру. Ця частина розрахунку відноситься до області зовнішніх завдань, які розглядають процеси, що відбуваються на зовнішній поверхні об'єкту тіла.

Другу частину розрахунку відноситься до області внутрішніх завдань, де розглядається питання передачі потрібної теплової енергії до зовнішньої поверхні, тобто визначаються основні параметри протиаморожувача, які в свою чергу безпосередньо пов'язані з конструкцією. До цього, також розглядають умови теплопровідності матеріалу та визначають внутрішні коефіцієнти тепловіддачі. Перше та друге завдання пов'язані між собою граничними умовами, які потрібно вибирати відповідно до розрахункового випадку [12].

Теплообмін на поверхні, що піддається обмерзанню або змочуванню за рахунок уловлюваних крапель, характеризується складнішими процесами, ніж на сухій поверхні.

Розглянемо теплові потоки на поверхні, що захищається від обмерзання, віднесені до однієї поверхні:

- конвективний тепловий потік q_{α} ;
- тепловий потік від швидкісного нагріву поверхні за рахунок тертя повітря в прикордонному шарі q_1^* ;

- потік тепла, необхідний для випаровування води або криги з поверхні q_{β} ;
- потік тепла, який випромінюється поверхнею, що нагрівається $q_{\text{изл}}$;
- тепловий потік, який виникає в результаті перетворення кінетичної енергії крапель при зіткненні їх з поверхнею $q_{\text{кин}}$.

Всі ці теплові потоки є на поверхні незалежно від її температури ($t_{\text{п}}$).

При температурі поверхні ($t_{\text{п}} < 0$), з'являється додатковий потік тепла, який виділяється при кристалізації крапель, що переохолоджені, на поверхні, $q_{\text{кр}}$ і теплота $q_{\text{л}}$, що йде на нагрів шару льоду при розігріванні холодної поверхні до 0°C .

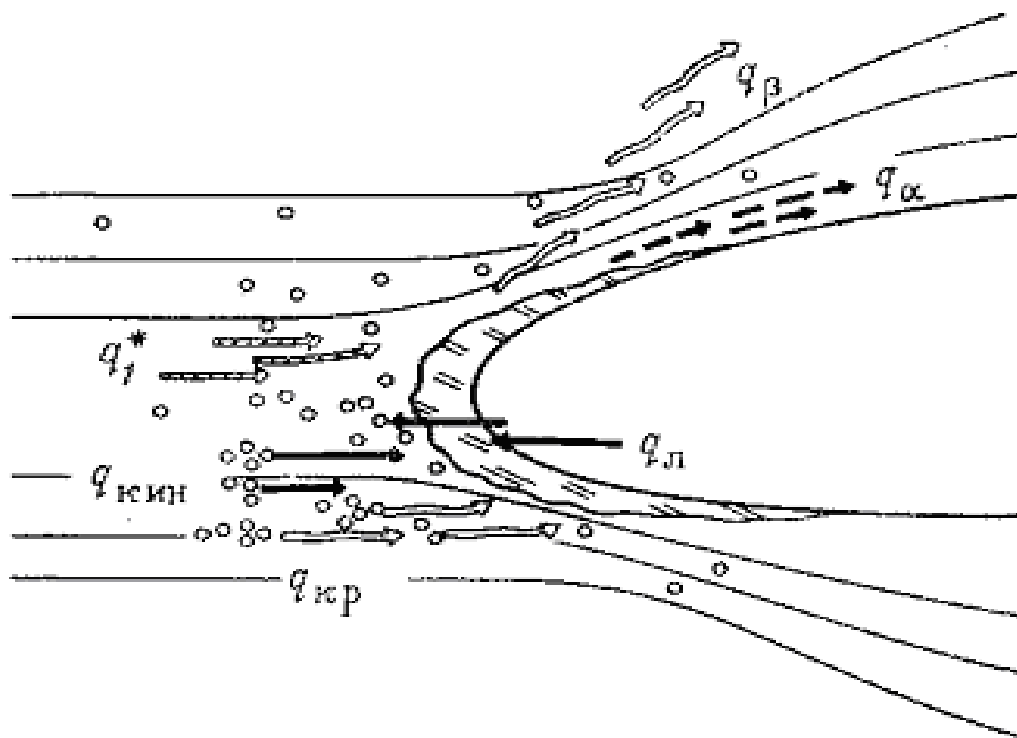


Рис. 2.1 Схема теплових потоків для поверхні, що не обігривається, в умовах обмерзання

При $t_{\text{п}} > 0$, потрібний невеликий потік $q_{\text{в}}$ для розігрівання води від температури навколишнього повітря до температури нагрітої поверхні літального

апарату. Якщо поверхня, що обігривається, уловлює кристали льоду, то потрібний додатковий потік q_{nl} тепла для того, щоб розплавити їх.

Рівняння теплового балансу має наступний вигляд:

$$q_n = q_{\alpha 1} + q_{\beta 1} - q_1^* \quad (2.1)$$

де

$q_{\alpha 1}$ – конвективний тепловий потік;

q_1^* – тепловий потік від швидкісного нагріву поверхні за рахунок тертя повітря в прикордонному шарі;

$q_{\beta 1}$ – потік тепла, необхідний для випаровування води або криги з поверхні.

Фізичні процеси, що відбуваються на поверхні профілю протягом циклічного нагріву та охолодження, відповідають вказаним на рис. 2.2.

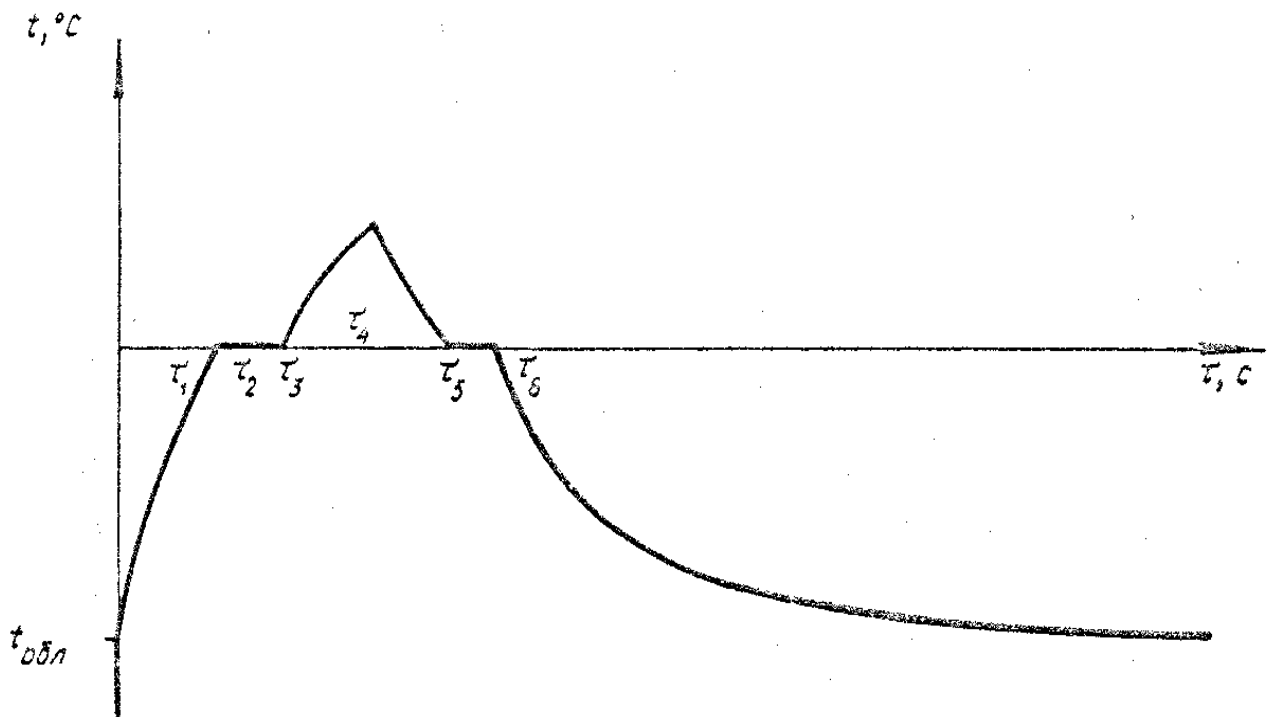


Рис. 2.2 Залежність температури протизаморожувача від часу при циклічному нагріві.

У початковий момент $\tau_0 = 0$ температура поверхні приймається рівній температурі зовнішньої поверхні шару льоду $t_{обл}$:

$$t_{обл} = \frac{\alpha}{\alpha + m_{\epsilon} c_{\epsilon}} \left[t_{\infty} + \Delta t_{ад} - \Delta t_{исп} + \frac{m_{\epsilon} (L_{кр} + c_{\epsilon} t_{\infty})}{\alpha} \right]$$

де

$L_{кр}$ - питома теплота кристалізації льоду;

m_{ϵ} - маса води, що осідає на одиниці поверхні в одиницю часу;

$\Delta t_{ад}$ - перепад адіабатичної температури;

$\Delta t_{исп}$ - перепад температури випаровування.

Після досягнення температури $t = 0$ °С (момент τ_1) починається процес підплавлювання шару льоду на межі з поверхнею, який триває до моменту скидання льоду τ_2 . Після скидання льоду на поверхні протягом деякого часу відбувається часткова кристалізація води за рахунок запасу холоду в краплях, що були переохолодженні. Температура на поверхні при цьому буде залишатися рівною нулю, а кристалічна форма поступово у міру накопичення теплового потоку від внутрішнього джерел, змінюється від початкового стану до точки τ_3 . У цей момент обігрів протизаморожувача, здатного працювати в ідеальному режимі, повинен бути вимкнений. У реальному ж випадку, починаючи з цього моменту, температура поверхні стає плюсовою, та починають утворюватися та перебігати плівки води [9].

Якщо час, протягом якого поверхня знаходиться в плюсовій температурі, достатньо тривалий, то утворюється великий шар бар'єрного льоду. Тому необхідно звести цей відрізок часу до мінімуму ($\tau_3 - \tau_4$). При охолодженні - картина зовсім інша: з моменту, коли температура холодних крапель порівнюється з теплом, накопиченим за рахунок теплоємності (τ_5), часткова кристалізація крапель води знову почнеться. Температура на поверхні літального апарату буде при цьому залишатися рівною нулю до тих пір, поки не наступить повна кристалізація (τ_6).

При подальшому охолодженні на поверхні починає з'являтися крижане намерзання, а температура буде знижуватися знову до $t_{обл}$ або до температури $t_{ост} = t_{обл} + \Delta t_{ост}$, яку матиме поверхня перед повторним включенням [9].

2.2. Допущення, для розрахунку протизаморожувачів в сухому та вологому повітрі

При розрахунках місцевих коефіцієнтів тепловіддачі на поверхні аеродинамічного профілю в його критичній точці носок замінюється вписаним циліндром і плоскою пластиною на решті частині профілю.

Для того, щоб врахувати вплив кривизни аеродинамічного профілю в рівняння обтікання плоскої пластини замість швидкості потоку, що набігає на поверхню, вводиться швидкість повітря на аеродинамічному профілі.

Зона перехідного режиму обтікання профілю починається в точці на поверхні, в якій місцеве число Рейнольда буде рівним $0,5 \cdot 10^6$.

Зона турбулентного обтікання профілю починається в точці на поверхні, в якій місцеве число Рейнольдса буде рівним $2,0 \cdot 10^6$.

На ділянці переходу від ламінарного потоку до турбулентного коефіцієнти тепловіддачі на профілі апроксимуються прямою, що сполучає значення коефіцієнта тепловіддачі в кінці зони ламінарного обтікання та значення коефіцієнта тепловіддачі на початку зони турбулентного обтікання.

Вигляд впливу зміни температури поверхні профілю по його довжині на коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі досягається введенням значення ефективної температури $T_{эф}$ по формулі Еккерта.

Теплофізичні характеристики повітря розраховуються по значенню ефективної температури $T_{эф}$.

Щільність повітря можна визначити по барометричному тиску на розрахунковій висоті та значенню $T_{эф}$.

Залежність барометричного тиску незбуреного потоку повітря від висоти польоту має наступний вигляд:

$$P_H = P_0^{-4} \cdot 5,2533 (1 - 0,225694 \cdot 10^{-4} \cdot H)$$

де P_H - (кгс/см²); $P_0 = 1,033$ кгс/см²

Для дозвукових польотів ($V < 0,8M$) та висот польотів до 20 км теплофізичні характеристики повітря - коефіцієнт динамічної в'язкості, питома теплоємність, коефіцієнт теплопровідності - не будуть залежати від барометричного тиску.

Коефіцієнт встановлення в прикордонному шарі приймається постійним по всій поверхні профілю та буде рівним $\gamma = 0,88$.

При визначенні коефіцієнтів тепловіддачі для потоків гарячого повітря в гофрах при ламінарному режимі потоку (до значення числа Рейнольдса $Re = 2300$, визначеному за характерним розміром, рівному $2h$) розрахунок проводиться по табульованому теоретичному рішенню Neoton, Reynolds and Kraus, отриманому для умов ламінарного перебігу рідин на початковій ділянці плоскої труби з постійною висотою при постійній щільності теплового потоку на одній стінці і рівною нулю, - на іншій [9].

Змінність теплофізичних параметрів уперек прикордонного шару при охолодженні повітря в гофрі не буде впливати на коефіцієнти тепловіддачі при розрахунку їх по дійсному значенню температури теплового повітря.

Для зони перехідного режиму перебігу гарячого повітря в гофрі коефіцієнт внутрішньої тепловіддачі буде розраховуватися по інтерполяційній логарифмічній прямій залежності чисел Нуссельта (Nu), які обчислені при величині критерію Рейнольдса $Re = 2300$ (для ламінарного режиму потоку) та величині критерію Рейнольдса $Re = 10000$ (для турбулентного режиму потоку) з урахуванням поправки на гідродинамічну ділянку каналу:

Коефіцієнт тепловіддачі гарячого повітря в точці вдува повітря буде визначатися залежно від критерію Пеклі [14].

У точці вдува гарячого повітря вводиться коефіцієнт зміни внутрішньої тепловіддачі, який буде враховувати вплив удару струменя гарячого повітря. Його величина буде залежить від співвідношення довжини струменя гарячого повітря, що виходить з розподільчого отвору, до діаметру розподільчого отвору ($L_{ст}/D_{от}$), так

$$K_6=1, \text{ якщо } L_{ст}/D_{от} = 15 \begin{cases} < 1, \text{ якщо } L_{ст}/D_{от} > 15 \\ > 1, \text{ якщо } L_{ст}/D_{от} < 15 \end{cases}$$

Висота гофри буде приймається постійною на розрахунковій ділянці.

Критична точка профілю в загальному випадку не буде співпадати з передньою його точкою та точкою вдуву нагрітого повітря.

При розрахунку температури протизаморожувачів та гофрів враховується вплив теплопровідності матеріалу конструкції, буде розглядається як одновимірна так і двовимірна передача тепла [12].

Зона уловлювання хмарних крапель відлічується від критичної точки профілю.

Враховується введенням безрозмірного розрахункового коефіцієнта здування хмарних крапель, здування води, що осідає на профіль протизаморожувача.

Введенням коефіцієнта змочуваності, враховується затікання води за зону уловлювання.

Водність хмари буде прийматися для умов тривалого обмерзання залежно від температури зовнішнього повітря по авіаційним правилам частина 25 додаток С, або задається за умовами випробувань.

При розрахунку теплообміну у вологому повітрі потрібно враховувати наступні питомі теплові потоки:

- питомий конвективний тепловий потік, який передається від протизаморожувача до зовнішнього повітря;
- питомий тепловий потік від аеродинамічного нагріву протизаморожувача ;
- питомий тепловий потік на випаровування водяної плівки, що осідає на протизаморожувачі;
- питомий тепловий потік на нагрів водяної плівки, що осідає на протизаморожувачі;

При розрахунку теплообміну у вологому повітрі не враховуються наступні питомі теплові потоки:

- від кінетичного нагріву рідини;
- від випромінювання поверхні протизаморожувача;
- від кристалізації крапель, що переохолоджували, на поверхні.

2.3. Розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі

2.3.1. Визначення теплофізичних та швидкісних характеристик для розрахунку коефіцієнтів зовнішньої тепловіддачі

У кожному і-ом перетині верхньої поверхні протизаморожувача визначається по формулі, місцева швидкість на межі прикордонного шару:

$$V_{1i} = V_0 \sqrt{1 - \bar{P}_i}$$

Температура поверхні протизаморожувача з боку холодного повітря задається рівною:

$$t_{12}'' = (t_{н6} + 50) \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$T_{12}'' = (t_{12}'' + 273) \text{ K}$$

Визначається ефективна температура на межі прикордонного шару по формулі:

$$T_{\text{эф}} = (t_{\text{нв}} + 273) + 0,5[T_{12}'' - (t_{\text{нв}} + 273)] - 0,22[T_{1n} - (t_{\text{нв}} - 273)]$$

де

$$T_{1n} = (t_{\text{нв}} + 273) + \frac{V_0^2}{2010} \left[1 - \left(\frac{V_{1i}}{V_0} \right)^2 (1 - r) \right];$$

$$T_{\text{эф}i} = \frac{(t_{\text{нв}} + 273) + T_{12i}''}{2}$$

Визначаються теплофізичні характеристики набігаючого зовнішнього потоку повітря ρ , Cp , іта критерії подібності Рейнольдса (Re) і Прандтля (Pr)

$$\rho_i = \frac{P_n}{RT_{\text{эф}i}} = \frac{P_n}{29,2T_{\text{эф}i}}$$

де P_n (кгс/м²);

$$\mu_i = 16,79 \sqrt{1 + 0,003665t_{\text{эф}i}(1 + 0,0008t_{\text{эф}i})^2} 10^{-6}$$

Де $t_{\text{эф}i} = (T_{\text{эф}i} - 273)^\circ\text{C}$

$\text{Cp}=10$ - для діапазону температур від мінус 50°C до 100°C

$$\lambda_i = 0,0203 \frac{398}{T_{\text{эф}i} + 125} \left(\frac{T_{\text{эф}i}}{273} \right)^{1,5}$$

$$Re_i = \frac{V_i l_i \rho_i}{\mu_i} \quad (2.2)$$

$$Pr_i = \frac{3600\mu_i C_p}{\lambda_i 4,187 \cdot 10^3} \quad (2.4)$$

де λ_i - характерний розмір поверхні, який визначається для критичної точки $\lambda_i = D_{\text{екв}}$, а для всіх інших точок $\lambda_i = S_i$ та виражає довжину по профілю від критичної точки до i -го перетину [12].

2.3.2. Розрахункові формули коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі для критичної точки

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила та хвостового оперення з кутом стрілоподібності $< 30^\circ$, а також при величині критерію Рейнольдса $Re_i < 2 \cdot 10^5$ за формулою:

$$\alpha_0 = 1,04 \frac{\lambda_i}{D_{\text{екв}}} Re_i^{0,5} Pr_i^{0,33}$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила, а також хвостового оперення з кутом стрілоподібності $< 30^\circ$ при величині критерію Рейнольдса $2 \cdot 10^6 > Re_i > 2 \cdot 10^5$ за формулою:

$$\alpha_0 = 0,026 \frac{\lambda_i}{D_{\text{екв}}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}$$

$$\alpha_0 = 0,026 \frac{\lambda_i}{D_{\text{екв}}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила, а також хвостового оперення з кутом стрілоподібності 30° і при величині критерію Рейнольдса $Re_i > 2 \cdot 10^6$; стрілоподібністю $> 30^\circ$ при значенні критерію Рейнольдса $Re_i > 2 \cdot 10^5$ або для перетинів, розташованих в зоні дії гвинтів, які будуть в подальшому створювати високу початкову турбулентність за формулою:

$$\alpha_0 = 0,063 \frac{\lambda_i}{D_{\text{екв}}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}$$

2.3.3. Розрахунок коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі на поверхні протизаморожувача

Визначаються критерії Рейнольдса Re_i для кожного i -го перетину по дійсному значенню швидкості набігаючого потоку на поверхню по формулі (2.2) і критерію Прандтля по формулі (2.3) [12].

Визначається відстань по створюючій профілю від критичної точки до перетину, в якому критерій Рейнольдса буде $Re_i = 0,5 \cdot 10^6$, по формулі:

$$S_l = \frac{0,5 * 10^6 \mu_i}{V_{1i} \rho_i}$$

Визначається відстань по утворюючій профіля від критичної точки до перетину, в якому критерій Рейнольдса буде $Re_i = 2 \cdot 10^6$ по формулі:

$$S_T = \frac{2 * 10^6 \mu_i}{V_{1i} \rho_i}$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для зони ламінарного потоку течії ($S_i < S_l$) по формулі:

$$\alpha_{li} = 0,332 \frac{\lambda_i}{S_i} Re_i^{0,5} Pr_i^{0,33}$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для зони турбулентної течії ($S_i > S_T$) за формулою:

$$\alpha_{Ti} = 0,0285 \frac{\lambda_i}{S_i} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для перехідного режиму ($S_l < S_i < S_T$) по прямій апроксимації, що сполучає значення 1_l , та 1_T :

$$\alpha_{1i} = \alpha_{1_l} + \Delta\alpha_{1i}$$

де $\Delta\alpha_{1i} = C(S_i - S_l)$

$$C = \frac{\alpha_{1T} - \alpha_{1L}}{S_T - S_L}$$

2.3.4. Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі нагрітого повітря в гофрі

Визначаються критерії Рейнольдса Re_i та Прандтля Pr_i в кожному i -ом перетині гофрі по формулах:

$$Re_i = \frac{G_b d_{\text{экв}}}{3600 b h \mu_i}$$

$$Pr_i = \frac{3600 \mu_i C_p}{\lambda_i 4,187 * 10^3}$$

де $d_{\text{экв}}=2h$ - характерний розмір.

Теплофізичні характеристики залежно від температури гарячого повітря в гофрі, визначаються за формулою 2.1.

Проводиться аналіз критерію Рейнольдса Re_i та вибір розрахункових формул - для значень критерію Рейнольдса $Re_i=2300$ визначаються значення критерію Пеклі

$$Pe_i = Re_i Pr_i$$

а також комплекс

$$\frac{1}{Pe_i} * \frac{(S_i - S_{\text{вд}})}{2h}$$

По табл. 2.1 визначається критерій Нуссельта (Nu) для ламінарного режиму потоку повітря.

Для перетину профілю протизаморожувача, на якому знаходиться вхід гарячого повітря в гофрів ($S_i=S_{\text{вд}}$), відношення $(S_i - S_{\text{вд}}) / 2h$ приймається рівним до 1.

У табл. 2.1 приведено рішення рівняння теплопередачі на початковій гідродинамічній ділянці плоскої труби підчас постійного теплового потоку на одній стінці та рівному нулю, який знаходиться на іншій стінці [14].

Відносна довжина гідродинамічної початкової ділянки буде прийматися рівною наступному значенню:

$$\frac{L_{н.уч}}{d_{экв}} = 0,0113Re$$

де, $d_{экв}=2h$

Таблиця 2.1

$(S_i - S_{вд}) / (Pe \cdot d_{экв}) \cdot 10^4$	Nu
1	52,6
2	39,4
3	31,4
5	25,0
8	20,2
10	18,5
12	16,5
20	14,0
30	10,0
50	9,6
100	7,7
200	6,8

300	5,9
від 500	5,4

Визначаються, також, коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі в і-ом перетині для ламінарного потоку гарячого повітря, в режимі перебігання, в гофрі ($Re_i \leq 2300$) за формулою:

$$\alpha_{2i} = Nu_i \frac{\lambda_i}{d_{\text{экв}}}$$

Визначаються коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі в і-ом перетині для турбулентного режиму перебігу гарячого повітря в гофрі ($Re_i > 10000$) за формулою:

$$\alpha_{2i} = \frac{\lambda_i}{d_{\text{экв}}} 0,022 Re_i^{0,8} Pr_i^{0,43} \varepsilon_{L_i}$$

де ε_L - коефіцієнт, що враховує збільшення тепловіддачі на гідродинамічній початковій ділянці гофрі. Він визначається за наступною формулою:

$$\varepsilon_{L_i} = \frac{1,38}{\left[\frac{(S_i - S_{\text{вд}})}{d_{\text{экв}}} \right]^{0,12}}$$

$$\text{при } (S_i - S_{\text{вд}}) / d_{\text{экв}} > 15 \quad \varepsilon_{L_i} = 1$$

Визначаються коефіцієнти тепловіддачі в і-ом перетині для перехідного режиму перебігу гарячого повітря в гофрі ($2300 < Re_i < 10000$) по інтерполяційній логарифмічній прямій, яка сполучає значення логарифмів критерія Нуссельта ($\lg Nu$), які в свою чергу розраховані для значень критеріїв Рейнольдса $Re = 2300$ та $Re = 10000$.

2.3.5. Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі в каналі протизаморожувача

Для середовищ, у яких критерій Прандтля $Pr > 0,5$, при розрахунку середнього коефіцієнта тепловіддачі використовується формула:

$$Nu = C(Pr Gr)^n$$

де коефіцієнти C і n визначаються по таблиці 2.2.

Таблиця 2.2

$Pr \cdot Gr$	C	n
до 10^{-3}	0,45	0
від 10^{-3} до $5 \cdot 10^2$	1,18	0,125
від $5 \cdot 10^2$ до $2 \cdot 10^7$	0,54	0,250
св. $2 \cdot 10^7$	0,135	0,333

Задаються значення температури повітря в каналі і перепад температури між гофрами або протизаморожувачем, а також температурою повітря в каналі:

$$t_{кан} = (t_{нв} + 50)$$

$$\Delta t = |t_{23} - t_{кан}| = |t_{г} - (50...70) + (t_{нв} + 50)|$$

Визначається твір критеріїв Прандтля і Грасгофа по формулі:

$$Pr * Gr = \frac{gl^3}{\nu a_g} \beta \Delta t = Al^3 \Delta t$$

де a_g - коефіцієнт температуропровідності повітря, м /с;

L - криволінійний розмір,

m - приймається рівним довжині по профілю на ділянці каналу;

A - комплекс:

$$A = \frac{g\beta}{\nu a_g}$$

A визначається з таблиці 2.3 залежно від температури повітря в каналі.

Таблиця 2.3

t кан °С	0	50	100	200	300
A · 10 ⁸	1,4000	0,6440	0,3380	0,1170	0,0408

Визначається середній коефіцієнт тепловіддачі повітря в каналі за формулою:

$$\bar{\alpha}_{кан} = Nu \frac{\lambda}{l}$$

Визначаються коефіцієнти тепловіддачі повітря в каналі:

- для верхньої поверхні профілю приймається:

$$\alpha_{кан_в} = \bar{\alpha}_{кан} 0,7$$

- для нижньої поверхні профілю приймається:

$$\vec{\alpha}_{кан} = \bar{\alpha}_{кан} 1,3$$

При швидкості повітря в каналі ($V_{кан} > 0,1$ м/с) розрахунок коефіцієнта тепловіддачі в каналі проводиться по формулі вимушеної конвекції:

$$\bar{\alpha}_{кан} = B \left(\frac{\rho V_{кан}}{D_{кан}} \right)^{0,5}$$

де

$$B = 0,67 \frac{\lambda Pr^{0,33}}{\mu^{0,5}}$$

комплекс B визначається з табл. 2.4.

Таблиця 2.4.

t кан, °C	0	50	100	200	300
B	2,94	3,16	3,6	3,72	4,05

$$D_{кан} = \frac{4F_{кан}}{n} - \text{еквівалентний діаметр каналу, в м.}$$

Розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в каналі буде проводитися методом послідовних наближень. В даному розрахунку будуть уточнюватися значення температур повітря в каналі та гофрі, поверхні протизаморожувача, а також перепад температур для того щоб отримати задану якість та точність розрахунку [1].

2.4. Рівняння теплового балансу в сухому повітрі

Рівняння теплового балансу для питомих теплових потоків в і-ом перетині при одновимірній передачі тепла будуть представлені у вигляді:

$$\left\{ \begin{array}{l} q_{1i} = q_{12i} \\ q_{23i} = q_{3i} \\ q_{1i} + q_{3i} = q_{12i} + q_{23i} \end{array} \right.$$

де

q_{1i} - питомий тепловий потік, що відводиться від поверхні протизаморожувача до зовнішнього повітря:

$$q_{1i} = \alpha_{1i}(t_{12i} - t_i)$$

$$t_{1i} = t_{нв} + \frac{V_0^2 - V_{1r}^2}{2010} + \frac{r \cdot V_{1i}^2}{2010}$$

де

q_{12i} - питомий тепловий потік, що підводиться до поверхні протизаморожувача від гарячого повітря:

$$q_{12i} = t_{bi} - t_{1i}$$

$$q_{23i} = \frac{t_{bi} - t_{кан}}{\frac{1}{\alpha_{1i}} + \frac{1}{\alpha_{2i}} + \frac{\delta}{\lambda_{ст}}}$$

де

q_{23i} - питомий тепловий потік, що підводиться до гофри від гарячого повітря:

$$q_{12i} = \alpha_{2i}(t_{bi} - t'_{12i}) = \frac{\lambda_{ст}}{\delta} \cdot (t'_{12i} - t''_{12i})$$

де

t_{2i} - температура поверхні гофра в i -ом перетині

q_{3i} - питомий тепловий потік, що відводиться від гофра в канал протизаморожувача:

$$q_{3i} = \overline{\alpha_{кан}}(t_{2i} - t_{кан})$$

2.5. Розрахунок теплового стану протизаморожувача в сухому повітрі при одновимірній передачі тепла

Визначаються питомі теплові потоки, що підводяться до поверхні протизаморожувача від гарячого повітря за допомогою наступного рівняння:

$$q_{12i} = \frac{t_{bi} - t_{1i}}{\frac{1}{\alpha_{1i}} + \frac{1}{\alpha_{2i}} + \frac{\delta}{\lambda_{ст}}} \quad (2.5)$$

Визначаються питомі теплові потоки, що підводяться до гофри від гарячого повітря за допомогою формули:

$$q_{23i} = \frac{t_{bi} - t_{кан}}{\frac{1}{\alpha_{2i}} + \frac{1}{\alpha_{кан}}} \quad (2.6)$$

Визначаються питомі теплові потоки, що підводяться до поверхні протизаморожувача від гарячого повітря, для ділянок без гофрів, за допомогою формули:

$$q_{12i} = \frac{t_{bi} - t_{1i}}{\frac{1}{\alpha_{2i}} + \frac{1}{\alpha_{кан}} + \frac{\delta}{\lambda_{ст}}} \quad (2.7)$$

Визначаються температури протизаморожувача з боку гарячого повітря, а також з боку холодного повітря:

- для ділянок з гофрами:

$$t'_{12i} = t_{bi} - \frac{q_{12i}}{\alpha_{2i}} \quad (2.8)$$

$$t''_{12i} = t_{bi} - \frac{q_{12i}}{\alpha_{2i} + \frac{\lambda_{cm}}{\delta}} \quad (2.9)$$

$$t_{2i} = t_{bi} - \frac{q_{23i}}{\alpha_{2i}} \quad (2.10)$$

- для ділянок без гофрів:

$$t'_{12i} = t_{bi} - \frac{q_{12i}}{\alpha_{2i}} \quad (2.11)$$

$$t''_{12i} = t_{bi} - \frac{q_{12i}}{\alpha_{2i} + \frac{\lambda_{cm}}{\delta}} \quad (2.12)$$

Визначається температура гарячого повітря в $i(+1)$ -му перетині:

- для ділянок з гофрами:

$$t_{bi+1} = t_{bi} - \frac{(q_{12i} + q_{23i}) \cdot (S_{i+1} - S_i)}{0.24 \cdot G_b} \quad (2.13);$$

- для ділянок без гофрів:

$$t_{b+1} = t_{bi} \quad (2.14)$$

По температурі гарячого повітря в кожному перетині проводиться розрахунок теплового стану протизаморожувача в 1-му наближенні [2].

Є певні примітки для розрахунку які потрібно взяти до уваги під час розрахунку:

1. Розрахунок теплопередачі по формулах 2.5 - 2.5.14 проводиться для кожного i -го перетину методом послідовних наближень із заданою точністю по

температурах гарячого повітря, протизаморожувача, гофрів та повітря, яке є каналі

2. Кількість передаваного тепла на ділянці (i, i+1) відноситься до кроку гофра.

Проводиться уточнений розрахунок температури гарячого повітря в (i+1) -му перетині в (j+1) -му наближенні за допомогою наступної формули:

- для ділянок з гофрами:

$$(t_{bi+1})^{j+1} = t_{bi} - \frac{[(q_{12i} + q_{23i}) + (q_{12i+1} + q_{23i+1})] \cdot (S_{i+1} - S_i) \cdot a}{2 \cdot 0.24 \cdot G_b}$$

де

$$(t_{bi+1})^{j+1} = (t_{bi})^{j+1};$$

- для ділянок без гофрів:

$$(t_{bi})^{j+1} = t_{bi} - \frac{(q_{12i+1} + q_{23i+1}) \cdot (S_{i+1} - S_i) \cdot a}{2 \cdot 0.24 \cdot G_b}$$

де

$$t_{bi} = t_{кан}$$

2.6. Розрахунок теплового стану протизаморожувача в сухому повітрі при двовимірній передачі тепла

Протизаморожувач розгортається в пластину, товщина якої (δ) значно менше її довжини (l) (рис. 2.3). Визначається температурне поле в однорідній пластині, поміщеній в середину, яка має різні температури та коефіцієнти тепловіддачі з обох сторін пластини у момент часу по диференціальному рівнянню теплопровідності:

$$\frac{\delta T}{\delta \tau} = a_m \cdot \left(\frac{\delta^2 T}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 T}{\delta y^2} \right)$$

Граничні умови для вирішення диференціального рівняння наступні:

для осі X :

$$\begin{cases} \frac{2\lambda_{cm}}{\delta} \cdot (T_i - T_i) = \alpha_1 \cdot (T_i - T_{1i}) \\ \frac{2\lambda_{cm}}{\delta} \cdot (T_{2i} - T_i) = \alpha_2 \cdot (T_{2i} - T_{2i}) \end{cases}$$

- для осі Y :

$$\begin{cases} \left(\frac{\delta T}{\delta y}\right)_0 = 0, & T_{i=1} = T_{i=2} \\ \left(\frac{\delta T}{\delta y}\right)_l = 0, & T_{i=N-1} = T_{i=N} \end{cases}$$

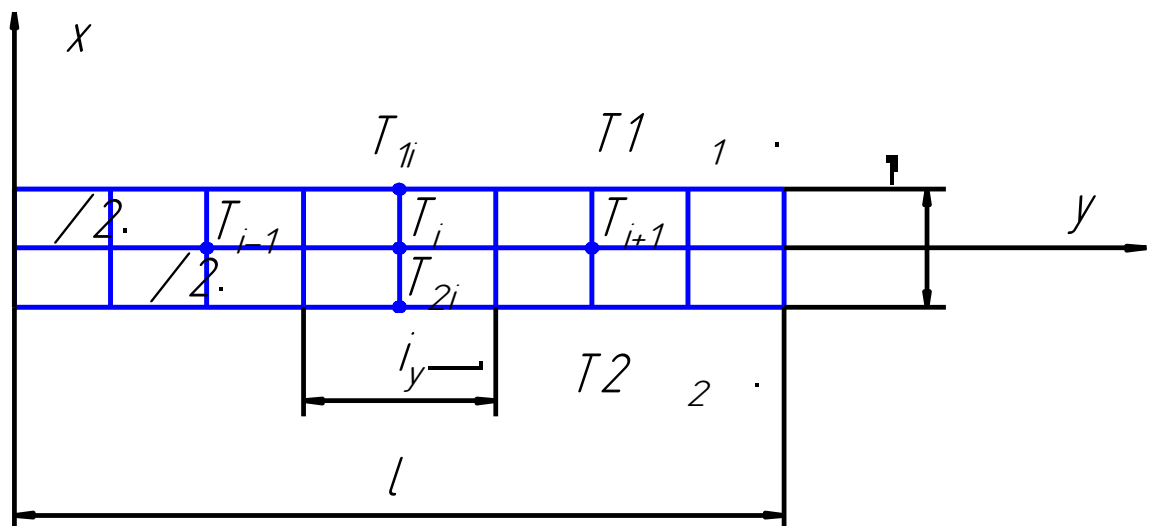


Рис. 2.3 Визначення температурного поля в протизаморожувачі

Замінімо похідні їх виразами в кінцевих різницях:

$$\frac{\delta T}{\delta i} = \frac{\Delta t_i}{\Delta i} = \frac{T_{i+1} - T_i}{\Delta i}$$

$$\frac{\delta^2 T}{\delta i^2} = \frac{\Delta^2 T}{\Delta i^2} = \frac{T_{i+1} - 2T_i + T_{i-1}}{\Delta i^2}$$

$$\frac{\delta T}{\delta \tau} = \frac{\Delta T}{\Delta \tau} = \frac{T_{i,k+1} - T_{i,k}}{\Delta \tau}$$

Тоді, для часу $\tau = (k+1)$, температурне поле в пластині визначається рівнянням в кінцевих різницях:

$$\frac{T_{i,k+1} - T_{i,k}}{a_M \cdot \Delta \tau} = \left(\frac{2 \cdot T_{i+1} - 4 \cdot T_i + 2 \cdot T_{i-1}}{\Delta i_y^2} + \frac{T_i - 2 \cdot T_i + T_{2i}}{\Delta i_x^2} \right)_{k+1} \quad (2.15)$$

Для вирішення рівняння (2.15) вводяться наступні позначення:

$$\frac{\lambda}{H1} = C1; \quad \Delta i_y = H2$$

$$\Delta i_x = H1 = \frac{\delta}{2}; \quad \left(\frac{2H1}{H2} \right)^2 = C2$$

Критерій Фур'є (Fo) розраховується за наступною формулою:

$$\frac{a_M \cdot \Delta \tau}{\left(\frac{\delta}{2} \right)^2} = \frac{a_M \cdot \Delta \tau}{H1^2} = \Delta F_0$$

Після введення позначень в рівняння для граничних умов по осі X, температура на обох сторонах пластини для кожного i -го перетину визначається наступними рівняннями:

$$T_{1i} = \frac{\lambda \cdot \frac{\delta}{2} \cdot T_i + \alpha_i \cdot T_{1i}}{\lambda \cdot \frac{\delta}{2} + \alpha_i} = \frac{C1 \cdot T_i + \alpha_i \cdot T_{1i}}{C1 + \alpha_{2i}}$$

$$T_{2i} = \frac{\lambda \cdot \frac{\delta}{2} \cdot T_i + \alpha_{2i} \cdot T_{2i}}{\lambda \cdot \frac{\delta}{2} + \alpha_i} = \frac{C1 \cdot T_i + \alpha_{2i} \cdot T_{2i}}{C1 + \alpha_{2i}}$$

Виконавши приведення подібних членів по індексах в рівнянні теплопровідності і розділивши його обидві частини на $\left(\frac{1}{2H2}\right)^2$, отримуємо рівняння теплопровідності в зручному для розрахунків вигляді:

$$\left[C2 \cdot T_{i-1} - \left(\frac{1}{\Delta F_0} + 2 \cdot C2 + 2 \cdot \frac{1}{0.5^2} \cdot \frac{C1}{C2 + \alpha_i} - \frac{1}{0.5^2} \cdot \frac{C1}{C1 + \alpha_{2i}} \right) \cdot T_i + C2 \cdot T_{i+1} \right]_{k+1} = - \left(\frac{1}{F_0} \cdot T_i + \frac{1}{0.5^2} \cdot \frac{\alpha_{2i} \cdot T_{2i}}{C1 \cdot \alpha_{2i}} \right)_k \quad (2.16)$$

Вирішення рівняння теплопровідності методом прогону.

При введенні індексів А, В, С_і, F_і рівняння 2.16 перейде до значно спрощеного вигляду:

$$(A \cdot T_{i-1} + C_i \cdot T_i + B \cdot T_{i+1})_{k+1} = (-F_i)_k \quad (2.17)$$

де у момент часу $\tau = (k+1)$ воно має відому праву частину і три невідомих параметра лівої частини T_{i-1} , T_i , T_{i+1} [10].

Вводяться змінні параметри γ , β і, які з параметрами T_{i-1} , T_i , T_{i+1} знаходяться в лінійній залежності:

$$\begin{cases} T_i = \gamma_i T_{i+1} + \beta_i \\ T_{i-1} = \gamma_{i-1} T_i + \beta_{i-1} \end{cases} \quad (2.18)$$

Підстановкою в рівняння 2.17 залежності з 2.18 отримуємо рівняння наступного вигляду:

$$A \cdot \gamma_{i-1} \cdot T_i + C_i \cdot T_i + B \cdot T_{i+1} + A \cdot \beta_{i-1} = -F_i \quad (2.19)$$

Після перетворення початкових рівнянь 2.17 та 2.19 отримуємо вирази:

$$-T_i \cdot \frac{A \cdot \gamma_{i-1} - C_i}{B} = T_{i+1} \cdot \frac{F_i + A \cdot \beta_{i-1}}{B} \quad (2.20)$$

$$T_i \cdot \frac{1}{\gamma_i} = T_{i+1} + \frac{\beta_i}{\gamma_i} \quad (2.21)$$

Прирівнюючи коефіцієнти у виразах (2.20) і (2.21) отримаємо наступне:

$$\frac{1}{\gamma_i} = \frac{-A \cdot \gamma_{i-1} - C_i}{B}, \text{ звідки}$$

$$\gamma_i = \frac{B}{C_i - A \cdot \gamma_{i-1}},$$

$$\frac{\beta_i}{\gamma_i} = \frac{F_i + A \cdot \beta_{i-1}}{B}, \text{ звідки}$$

$$\beta_i = \frac{F_i + A \cdot \beta_{i-1}}{C_i - A \cdot \gamma_{i-1}},$$

де $i = 2, (N-1)$.

Для 1-го і N-го перетину задаються граничні умови для осі Y:

$$T_{i=1} = T_{i=2}, \quad t_{i=N-1} = T_{i=N}$$

Звідки $\gamma_1 = 0$, $\beta_1 = T_{i=1}$

Послідовність розрахунку теплового стану протизаморожувача з урахуванням двовимірної передачі тепла в "сухому" повітрі.

Задається число розрахункових ділянок M_u по всій довжині протизаморожувача l так, щоб довжина розрахункової ділянки $H2 \ll l$.

Визначається число розрахункових перетинів

$$NT = M_u + 1$$

При вирішенні стаціонарної задачі задається значення критерію Фур'є $F_0 = \infty$, в цьому випадку:

$$\frac{1}{F_0} = 0$$

Визначаються розміри розрахункової ділянки $H2$ – уздовж і $H1$ - по товщині протизаморожувача:

$$H2 = \frac{l}{M_u}, \quad H1 = \frac{\delta}{2}$$

Знаходяться значення коефіцієнтів:

$$C1 = \frac{\lambda_{cm}}{H1},$$

$$C2 = \left(2 \frac{H1}{H2}\right)^2,$$

$$C3 = \frac{1}{0.5^2} = 4,$$

$$C4 = C3 \cdot C1 = \frac{8 \cdot \lambda_{cm}}{\delta},$$

$$C12 = 2 \cdot (C2 + C3) = 2 \cdot \left[\left(\frac{2HI}{H2} \right)^2 + \frac{1}{0.5^2} \right] = 2 \cdot \left[\left(\frac{\delta \cdot N}{l} \right)^2 + 4 \right]$$

Задаючи число розрахункових перетинів i від 1 до NT, визначаються коефіцієнти при значенні T_i в лівій частині рівняння C_i :

$$C_i = C12 - \frac{C4}{C1 + \alpha_i} - \frac{C4}{C1 + \alpha_{2i}}$$

Для $i = 1, \dots, NT$ визначається $F(i)$:

$$F_i = \frac{C3 \cdot \alpha_i \cdot T_i}{C1 + \alpha_i} + \frac{C3 \cdot \alpha_{2i} \cdot T_{2i}}{C1 + \alpha_{2i}}$$

Задаючи граничні умови по осі Y :

$$T_{i=1} = T_{i=2}, T_{i=NT} = T_{i=NT-1}$$

визначаємо γ_i при $i = 2, NT$ по формулі:

$$\gamma_i = \frac{C2}{C_i - C2 \cdot \gamma_{i-1}}$$

Визначається (i) при $i = 2, N$:

$$\beta_i = \frac{C2 \cdot \beta_{i-1} + F_i}{C_i - C2 \cdot \gamma_{i-1}}$$

Зворотним прогоном $i = NT, 1$ визначається T_i в 1-му наближенні (всього j наближень).

Розрахунок повторюється до тих пір, поки відмінність

$$T_{i=1}^{j-1} - T_{i=1}^j \leq \delta_T \text{ (на початку протизаморожувача)}$$

$$T_{i=NT}^{j-1} - T_{i=NT}^j \leq \delta_T \text{ (в кінці протизаморожувача)}$$

для $j-1$ і j наближень стане рівне або менше заданого [9].

Визначаються температури поверхні протизаморожувача з боку холодного повітря

$$T''_{12gi} = t'_{12gi} \text{ (при розрахунку в градусах Цельсія)}$$

$$T''_{12gi} = \frac{\frac{2 \cdot \lambda_{cm}}{\delta_{cm}} T_i + \alpha_i T_{1i}}{\alpha_i + \frac{2 \cdot \lambda_{cm}}{\delta_{cm}}}$$

і з боку гарячого повітря

$$T'_{12gi} = t'_{12gi} \text{ (при розрахунку в градусах Цельсія)}$$

$$T'_{12gi} = \frac{\frac{2 \cdot \lambda_{cm}}{\delta_{cm}} T_i + \alpha_i T_{1i}}{\alpha_i + \frac{2 \cdot \lambda_{cm}}{\delta_{cm}}}$$

Визначаються питомі теплові потоки, підведені до протизаморожувача і відведені від нього:

$$q_{пoдв_i} = \alpha_{2i} \cdot (T_{2i} - T'_{12gi}),$$

$$q_{oтв_i} = \alpha_{1i} \cdot (T''_{12gi} - T_i).$$

Для перевірки розрахунку проводиться розрахунок кількості тепла, що підводиться до протизаморожувача і відводиться від нього на 1 м по розмаху протизаморожувача:

$$Q_{пoдв} = \sum_{i=1}^{NT} \alpha_{2i} \cdot (T_{2i} - T'_{12gi}) \cdot H_2 = \sum_{i=1}^{NT} \alpha_{2i} \cdot (t_{bi} - t''_{12gi}) \cdot H_2$$

$$Q_{омв} = \sum_{i=1}^{NT} \alpha_{2i} \cdot (T'_{12gi} - Tl_i) \cdot H2 = \sum_{i=1}^{NT} \alpha_{2i} \cdot (t'_{12gi} - t_i) \cdot H2$$

$$Q_{подв} - Q_{омв} = \Delta Q$$

$$Tl_i = Tl_i = t_i$$

Необхідна точність теплового розрахунку досягається, якщо виконується умова:

$$\frac{\Delta Q}{Q_{подв}} \cdot 100 \leq 5\%$$

2.7. Розрахунок теплового стану протизаморожувача у вологому повітрі

Визначається теплота паротворення хмарних крапель L_u використовуючи наступну формулу:

$$L_u = -0.0025 t_{нв} + 2.4975$$

Визначається розрахунковий коефіцієнт здування хмарних крапель ($K_{сдp}$):

$$K_{сдp} = K'_{сд} \cdot K_{сд}$$

де $K'_{сд}$ - емпіричний коефіцієнт здування, що враховує вплив негативного тиску на профілі протизаморожувача на здування води, що осіла на профілі, а також визначається за допомогою таблиці 2.5:

Таблиця 2.5

	-0,7 ... -	-0,2 ...	0,0 ...
P	0,5	0,0	1,0
$K_{сд}$	0,6	0,9	1,0

K_{cd} - коефіцієнт здування, залежний від температури зовнішнього повітря, визначається за допомогою формули:

$$K_{cd} = -0.02 \cdot t_{нв} + 0.6$$

при $t_{нв} = -20^{\circ}\text{C}$ $K_{cd} = 1$.

Визначається коефіцієнт змочування поверхні ζ_{cm} за зоною уловлювання по формулі:

$$\zeta_{cmi} = -0.5 \cdot (S_i - S_{ул}) + 0.27$$

У зоні уловлювання коефіцієнт змочування поверхні рівний 1.

Визначаються коефіцієнти зовнішньої тепловіддачі в "сухому" повітрі по формулах, приведених в пункті 2.4.

Визначаються питомі теплові потоки використовуючи формули:

а) для "вологої" поверхні:

$$q_{lвлі} = q_{\alpha i} + q_{\beta i} + q_{ni} - q_{\beta i} \quad (2.22)$$

де

$$q_{\alpha i} = \alpha_i \cdot (t'_{нвлі} - t_{нв})$$

$$q_{\beta i} = \alpha_i \cdot \zeta_{cmi} \cdot \frac{0.622 \cdot Lu}{0.24} \cdot \frac{(e_{нвлі} - e_{нв})}{P_H + \bar{p}_i} \cdot \frac{10^3}{29.3 \cdot (t_{нв} + 273)} \cdot \frac{4.186}{2 \cdot 9.81} \quad (2.23)$$

$$q_{ni} = C \cdot \bar{E}_i \cdot \omega \cdot V_0 \cdot k_{cdp} \cdot (t''_{нвлі} - t_{нв}) \quad (2.24)$$

$$q_{\beta i} = -\alpha_{li} \cdot \frac{V_0^2}{2010} \cdot [(1 - \bar{p}_i) \cdot 0.88 + \bar{p}_i] \quad (2.25)$$

де P_H - атмосферний тиск незбуреного потоку; $C = 1$ - теплоємність води;

б) для "сухої" поверхні:

$$q_i = \alpha_i (t''_{12i} - t_{1i}) = \alpha_i \left[t''_{12i} - t_{нв} + \frac{V_0^2}{2010} \cdot \left[(1 - \bar{p}_i) \cdot 0.88 + \bar{p}_i \right] \right] \quad (2.26)$$

З умови рівності питомих теплових потоків

для вологої та сухої поверхні визначається температура вологої поверхні використовуючи формулу:

$$t''_{нвлі} = \alpha_i \left[t''_{12i} - \zeta_i \frac{0.622}{0.24} \cdot \left[\frac{10^3}{4.186} \cdot Lu \cdot \frac{e_{нвлі} - e_{нв}}{P_H + \bar{P}_i \cdot \frac{P_H}{29.3 \cdot (t_{нв} + 273)} \cdot \frac{V_0^2}{2 \cdot 9.81}} \right] + \dots \right] \\ \dots + \frac{C \cdot \bar{E}_i \cdot \omega \cdot V_0 \cdot k_{сдp} \cdot t_{нв} \cdot 3.6}{\alpha_i + C \cdot \bar{E}_i \cdot \omega \cdot V_0 \cdot k_{сдp} \cdot 3.6} \quad (2.27)$$

де

$$e(t) = 610 \exp \left[7.27 \cdot 10^{-2} \cdot t \cdot \left(1 - \frac{t}{300} \right) \right] \cdot 0.10.$$

Рівняння (2.28) містить дві взаємозв'язані змінні $t_{пвл}$ $e_{пвл}$ та вирішується методом послідовних наближень.

Визначається зменшена температура поверхні протизаморожувача $t_{пвлу}$ з балансових рівнянь, що враховують зміни теплових потоків, що підводяться, при переході від стану сухого повітря до стану вологого повітря за умови одновимірної передачі тепла:

- основні балансові рівняння:

$$\left\{ \begin{array}{l} q_{1влі} = q_{12влі} \\ q_{12влі} = q_{2влі} \end{array} \right. \quad (2.28)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} q_{1влі} = q_{\alpha_i} + q_{\beta_i} + q_{n_i} - q_{\beta_i} \\ q_{12влі} = \frac{\lambda_{ст}}{\delta} \cdot (t'_{нвлу_i} - t''_{нвлу_i}) \\ q_{2влі} = \alpha_{2_i} \cdot (t_{ввлу_i} - t'_{нвлу_i}) \end{array} \right. \quad (2.29)$$

- додаткові балансові рівняння для (i+1) -го перетину:

$$t_{ввлу_{i+1}} = t_{ввлу_i} - \frac{q_{2\cdot вл_i} + q_{2\cdot вл_{i+1}}}{2 \cdot 0.24 \cdot G_{в}} \cdot a \cdot |S_{i+1} - S_i| \quad (2.30)$$

де

$$t_{в\cdot вл_i} = t_{в}$$

Для безгофрових ділянок $t_{в\cdot вл_i}$ залишається постійною величиною для всіх перетинів та знаходиться за формулою:

$$t_{в\cdot вл_i} = t_{в} - Z \quad (2.31)$$

де

$$Z = \sum_{i=1}^n q_{2\cdot вл_i} \cdot |S_{i+1} - S_i| \cdot \frac{a}{0.24 \cdot G_{в}}$$

З балансових рівнянь визначаються:

- зменшені температури вологості поверхні - $t'_{нвлу_i}$ і $t''_{нвлу_i}$
- зменшена температура гарячого повітря - $t_{ввлу}$

Визначається коефіцієнт тепловіддачі від вологості поверхні використовуючи наступну формулу:

$$\alpha_{1влі} = \frac{q_{1влі}}{t''_{нвлі} - t_{нв}} \quad (2.32)$$

Визначається температура протизаморожувача в вологому повітрі з урахуванням двовимірної передачі тепла ($t_{влі}$), яка відповідає температурі протизаморожувача на товщині стінки, рівної $\delta/2$ за методикою пункту 2.6 [10].

Визначається температура поверхні протизаморожувача з боку холодного повітря за формулою:

$$t''_{нвлі} = \frac{\frac{2 \cdot \lambda_{ст}}{\delta} \cdot t_{влі} + \alpha_{1влі} \cdot t_{нв}}{\alpha_{1влі} + \frac{2 \cdot \lambda_{ст}}{\delta}} \quad (2.33)$$

Визначається температура поверхні протизаморожувача з боку "гарячого" повітря по формулі:

$$t'_{нвлі} = \frac{\frac{2 \cdot \lambda_{ст}}{\delta} \cdot t_{влі} + \alpha_{1влі} \cdot t_{нв}}{\alpha_{2влі} + \frac{2 \cdot \lambda_{ст}}{\delta}} \quad (2.34)$$

По значенню температури протизаморожувача з боку холодного повітря з урахуванням двовимірної передачі тепла

$$t''_{нвлі} = t''_{нвлі} \quad (2.35)$$

визначаються $q_{1влі}$ і теплові потоки.

Визначаються теплові потоки, що підводяться $q'_{подввлі}$ і відводяться $q'_{отввлі}$, за формулами:

$$q_{подввлі} = \alpha_{2і} \cdot (t_{влі} - t'_{нвлі}) \quad (2.36)$$

$$q_{отввл_i} = \alpha_{1вл_i} \cdot (t''_{нвлг_i} - t'_{нв_i})$$

Уточнюється коефіцієнт тепловіддачі від вологої поверхні за формулою:

$$\alpha_{1вл_i}^j = \frac{q_{1вл_i}^j + q_{отв_i}^j}{2 \cdot (t''_{нвлг_i}^j - t'_{нв_i}^j)} \quad (2.37)$$

За уточненими значеннями $\alpha_{1вл_i}$, $t_{нв}$, α_{2i} , $t_{ввл_i}$ проводиться розрахунок за формулами 2.33-2.37. до виконання умови:

$$\left| t'_{влг_i}^{j-1} - t'_{влг_i}^j \right| < \delta_i$$

Після виконання умови визначаються складові та сумарний тепловий потік за формулою (2.22)., при цьому враховується, що

$$t''_{нвл_i} = t''_{нвлг_i}$$

Також потрібно взяти до уваги наступні примітки:

1. Розрахунок теплопередачі проводиться методом послідовних наближень із заданою точністю по температурах гарячого повітря і протизаморожувача для кожного i -го перетину(δt) [11].

2. Кількість передаваного тепла на ділянці (i , $i+1$) відноситься до кроку гофри.

Розрахунок затікаючої води проводиться з використанням результатів теплового розрахунку поверхні протизаморожувача в "вологодому" повітрі [12].

Для кожного розрахункового перетину масова щільність осідання води буде визначатися за формулою:

$$m_i = k_{сдр} \cdot \bar{E}_i \cdot V_0 \cdot \omega \cdot 10^{-3}$$

Для кожної розрахункової ділянки між перетинами i та $i+1$ масова швидкість води, що осіла, буде визначатися за формулою:

$$M_{oc_{i,i+1}} = \frac{m_{i+1} + m_i}{2} \cdot |S_{i+1} - S_i| \cdot a \cdot 3600$$

Для кожної розрахункової ділянки між перетинами i та $i-1$ масова швидкість води, що осіла, буде визначатися за формулою:

$$M_{oc_{i,i-1}} = \frac{m_{i-1} + m_i}{2} \cdot |S_{i-1} - S_i| \cdot a \cdot 3600$$

Щодо критичної точки, положення якої задане в початковій формулі $S_{кр} = 0$, маса води, що осіла на верхній і нижній поверхнях протизаморожувача по ділянках визначається за наступними формулами:

- на верхній ділянці $i, i+1$:

$$M_{oc}^6 = \sum_{i=0}^{S_6} M_{oc_{i,i+1}} \cdot \frac{\tau}{60}$$

- на нижній ділянці $i, i-1$:

$$M_{oc}^H = \sum_{i=0}^{S_H} M_{oc_{i,i-1}} \cdot \frac{\tau}{60}$$

- в перетині $S_{кр} = 0$:

$$M_{oc}^{кр} = 0$$

Масова швидкість води, що випарувалася, за допомогою наступних формул:

- на верхній ділянці $i, i+1$:

$$M_{uc_{i,i+1}} = \frac{q_{\beta_i} + q_{\beta_{i+1}}}{2} \cdot \frac{4.186}{Lu \cdot 10^3} \cdot |S_{i+1} - S_i| \cdot a$$

- на нижній ділянці $i, i-1$:

$$M_{uc_{i,i-1}} = \frac{q_{\beta_i} + q_{\beta_{i-1}}}{2} \cdot \frac{4.186}{Lu \cdot 10^3} \cdot |S_{i-1} - S_i| a$$

Маса води, що випарувалася, визначається з наступних формул:

- на верхній ділянці $i, i+1$:

$$M_{uc}^e = \sum_{i=0}^{S_g} M_{uc_{i,i+1}} \cdot \frac{\tau}{60}$$

- на нижній ділянці $i, i-1$:

$$M_{uc}^n = \sum_{i=0}^{S_n} M_{uc_{i,i-1}} \cdot \frac{\tau}{60}$$

- в перетині $S_{kp} = 0$:

$$M_{uc}^{kp} = 0$$

Розрахунок маси води, що затікає та осідає у вигляді криги, проводиться окремо для верхньої, та окремо для нижньої поверхонь протизаморожувача. Крига утворюється на поверхні протизаморожувача, починаючи з перетину, в якому маса води, що затекла, буде більше 0, а температура поверхні протизаморожувача навпаки менше 0 [14].

Маси води, що затікає у вигляді льоду, обчислюються за наступною формулою:

- для верхньої поверхні :

$$M_{зам}^6 = \sum_{i=0}^{S_6} \left[\left(M_{oc_{i,i+1}} - M_{uc_{i,i+1}} \right) \cdot \frac{\tau}{60} + M_{зати}^6 \cdot \frac{\tau}{60} \right]$$

- для нижньої поверхні :

$$M_{зам}^H = \sum_{i=0}^{S_H} \left[\left(M_{oc_{i,i-1}} - M_{uc_{i,i-1}} \right) \cdot \frac{\tau}{60} + M_{зати}^H \cdot \frac{\tau}{60} \right]$$

2.8. Визначення теплоенергетичних характеристик протизаморожувача

Визначення теплоенергетичних характеристик протизаморожувача проводиться на підставі результатів теплових розрахунків в сухому повітрі.

Визначається ефективність протизаморожувача за формулою:

$$\varepsilon = \frac{t_{ввх} - t_{ввих}}{t_{ввх} - t_1}$$

де :

$t_{ввх}$ - температура гарячого повітря на вході в протизаморожувач;

$t_{ввих}$ - температура гарячого повітря на виході з протизаморожувача;

t_1 - температура зовнішнього повітря з урахуванням аеродинамічного нагріву

[10].

Визначається коефіцієнт використання тепла на поверхні за наступною формулою:

$$\eta = \frac{t_{ввх} - t_{ввих}}{t_{ввх} - t_{српов}}$$

Де $t_{српов}$ - середня температура поверхні протизаморожувача, знаходимо за наступною формулою:

$$t_{српов} = \frac{\sum_{i=1}^n t_n \cdot \Delta S_i}{\sum_{i=1}^n \Delta S_i}$$

2.9. Особливості розрахунку теплового стану протизаморожувача за наявності кінцевих ділянок, що не обігріваються

Кінцеві ділянки, що не обігріваються, враховуються в тепловий розрахунок на етапі розрахунку температури протизаморожувача при двовимірній передачі тепла [11].

Додатково до основних початкових даних задаються:

- 1) координати кінців протизаморожувача з урахуванням кінцевих ділянок ($S_{хвв}$ та $S_{хвн}$);
- 2) висота щілини ($H_{хвв}$ та $H_{хвн}$) між профілем носка крила та предкрилка.

Коли ми задаємо початкову інформацію для програмного розрахунку теплового стану протизаморожувача слід враховувати наступне:

- якщо температура на внутрішній поверхні кінцевих ділянок невідома, то в початкових даних вона задається рівною нулю і визначається програмно за допомогою наступної формули:

$$t_{хв} = t_{кан} - 10^0 C$$

– якщо коефіцієнт тепловіддачі на внутрішній поверхні кінцевих ділянок та висота щілин задаються рівними 0, то коефіцієнт тепловіддачі на внутрішній поверхні кінцевих ділянок приймається рівним 10;

– якщо коефіцієнт тепловіддачі на внутрішній поверхні задається рівним 0, а висота щілини не рівна 0, то коефіцієнт тепловіддачі визначається за наступною формулою:

$$\alpha_{xв} = 3 \cdot \left(\frac{G_{\theta}}{b \cdot H_{xв} \cdot 3600} \right)^{0.8} \cdot \frac{1}{(2 \cdot H_{xв})^{0.2}}$$

– якщо температура та коефіцієнт тепловіддачі на внутрішній поверхні кінцевих ділянок не дорівнюють 0, то ми приймаємо їх задані значення [11].

Коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі ($\alpha_{xв}$) приймається постійним по всій довжині кінцевих ділянок та таким, який рівний значенню коефіцієнта тепловіддачі на поверхні протизаморожувача в останньому розрахунковому перетині, визначеному для сухого повітря (α_1), а температура зовнішнього повітря рівна температурі гальмування ($t_{нв}^*$).

2.10. Вхідні теплового розрахунку

Параметри зледеніння вибрані згідно Додатка С до АП-25.

Геометричні параметри протизаморожувача представлені на рис. 1.12, 1.13, 1.14 та 1.15.

Висота 5 км вибрана через те, що на даній висоті спостерігається найвища водність при температурі навколишнього повітря -10°C , а при -30°C ще можливе утворення крижаного намерзання на поверхні.

Вибір кількості секцій проводиться при температурі навколишнього повітря -30°C , тому що за даної температури досягається максимальна витрата гарячого повітря для ефективної роботи протизаморожувача. Для визначення пропускної

можливості системи при гідравлічному розрахунку застосовується максимальна витрата [6].

Розрахунок теплового стану протизаморожувача будемо проводити за допомогою програмного пакету, заснованого на приведеній вище методиці, яка використовується на ДП «Антонова».

Вхідні дані наведені в таблиці 2.6.

Таблиця 2.6.

Вхідні дані для проведення теплового розрахунку

Параметр		Значення	
Температура навколишнього повітря, °С		-10	-30
Висота, м		5000	5000
Водність, г/м ³		0,64	0,145
Діаметр крапель, мкм		20	20
Швидкість польоту, м/с		140	140
Температура подаваючого повітря, °С		230	230
Коеф. змочуваності		1	0,29
Коеф. здуву	верхньої поверхні	0,5	1
	нижньої поверхні	1	1

Розподіл коефіцієнта підйомної сили C_u по розмаху крила представлено на рис. 2.4.

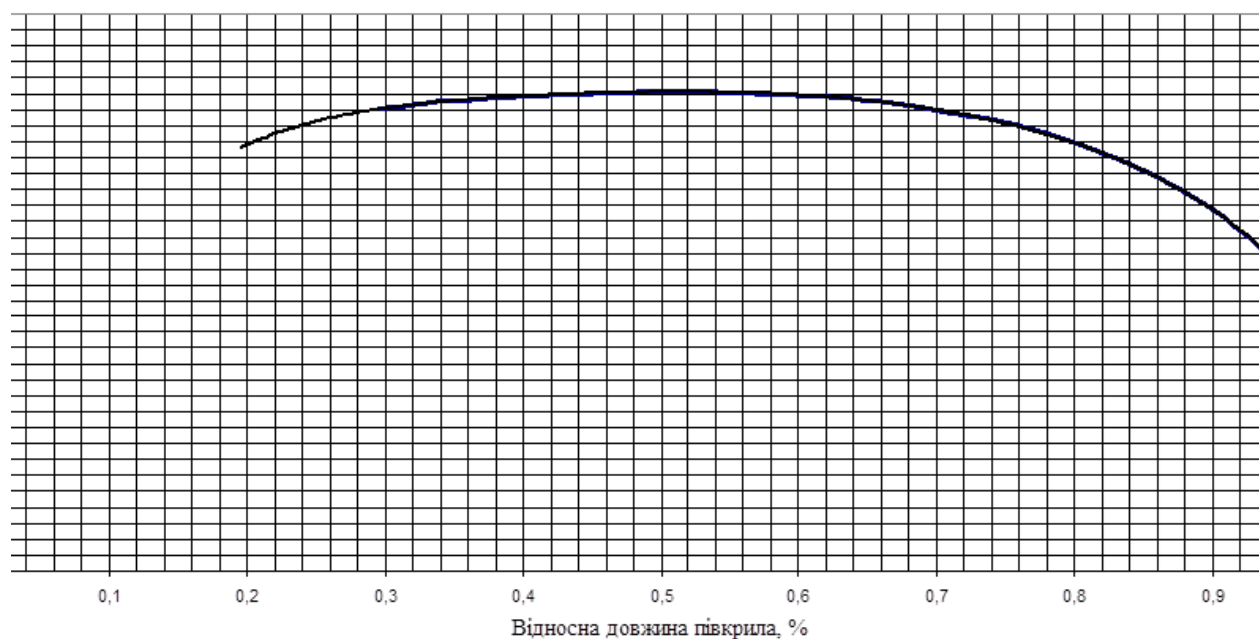


Рис. 2.4. Розподіл коефіцієнта підйомної сили C_y крила літака Ан-148 при $V=140\text{м/с}$, $H = 5000\text{м}$

2.11. Визначення допустимої товщини криги на поверхні літального апарату та часу за який вона утвориться

Приймаємо, що допустима товщина криги, яка буде утворюватися на поверхні протизаморожувача під час її охолодження, для забезпечення безпеки польоту, не повинна перевищувати 2 мм.

Розрахунок ведемо для перетину крила для $Z_{\text{відн}} = 0,614$.

За допомогою програмного пакету визначаємо зону уловлювання крапель, та масу води, що осіла на нижню та верхню поверхні протизаморожувача на одному гофрі.

Потім знаходимо площу осівшої води за формулою:

$$S = \frac{M}{K_{\text{сд}} \cdot \rho_l \cdot A_{\text{гофра}}}$$

де

M – маса осівшої води;

ρ_l – густина льоду;

$A_{\text{гофра}}$ – шаг гофру , 4,5см;

$K_{\text{сд}}$ – коефіцієнт сдвугу крапель з поверхні протизаморожувача .

Висоту крижаного намерзання знаходимо використовуючи наступну формулу:

$$h_{\text{льоду}} = \frac{S}{L_{\text{улов}}}$$

де

$L_{\text{улов}}$ – довжина зони на якій утворюється крижане намерзання (зона крнтакту крапель).

Зони контакту крапель для даного режиму польоту будуть наступними:

для температури -30 °С:

— нижня поверхня 223мм;

— верхня поверхня 23мм;

для температури -10 °С:

— нижня поверхня 194мм;

— верхня поверхня 20мм;

Оскільки під час охолодження секції, буде працювати тепловий ніж, ширина якого приблизно 20 мм, то довжина зони на якій утворюватиметься крижане намерзання для нижньої поверхні буде 213мм, а для верхньої поверхні приймаємо 80мм, оскільки на малому проміжку в 13мм вода не буде охолоджуватися, через ніж, а буде стікати [12].

Результати розрахунку наведені в таблицях 2.7, 2.8 та на рис. 2.5, 2.6.

Як видно з графіків на рис. 2.5 та 2.6 товщина криги, що намерзла на поверхні повітряного судна, 2 мм при даному режимі польоту буде досягнута на верхній поверхні:

- для температури -30 °С через 210 с;
- для температури -10 °С через 90 с.

Отже температура протизаморужувача крила не повинна бути нижчою за 0 °С за часом не більше ніж 210 с та 90с.

Таблиця 2.7

Визначення висоти криги при $T_{нв} = -30$ °С

Час в обледенінні, с		10.0	30.0	50.0	70.0	90.0	100.0	120.0	150.0	200.0	300.0
Маса осівшої води	верхня поверхня, г/гофр	0.14	0.41	0.68	0.95	1.22	1.35	1.62	2.03	2.70	4.05
	нижня поверхня, г/гофр	0.17	0.51	0.85	1.19	1.53	1.70	2.04	2.55	3.40	5.1
Площа криги	верхня поверхня, см ²	0.077	0.227	0.377	0.527	0.677	0.75	0.9	1.127	1.5	2.25
	нижня поверхня, см ²	0.094	0.283	0.472	0.661	0.85	0.94	1.13	1.416	1.889	2.83
	Загальна, см ²	0.1722	0.511	0.85	1.188	1.527	1.694	2.033	2.54	3.38	5.08
Висота криги	верхня поверхня, см	0.0097	0.028	0.047	0.065	0.084	0.093	0.112	0.14	0.199	0.281
	нижня поверхня, см	0.0044	0.013	0.022	0.031	0.039	0.044	0.053	0.06	0.088	0.133

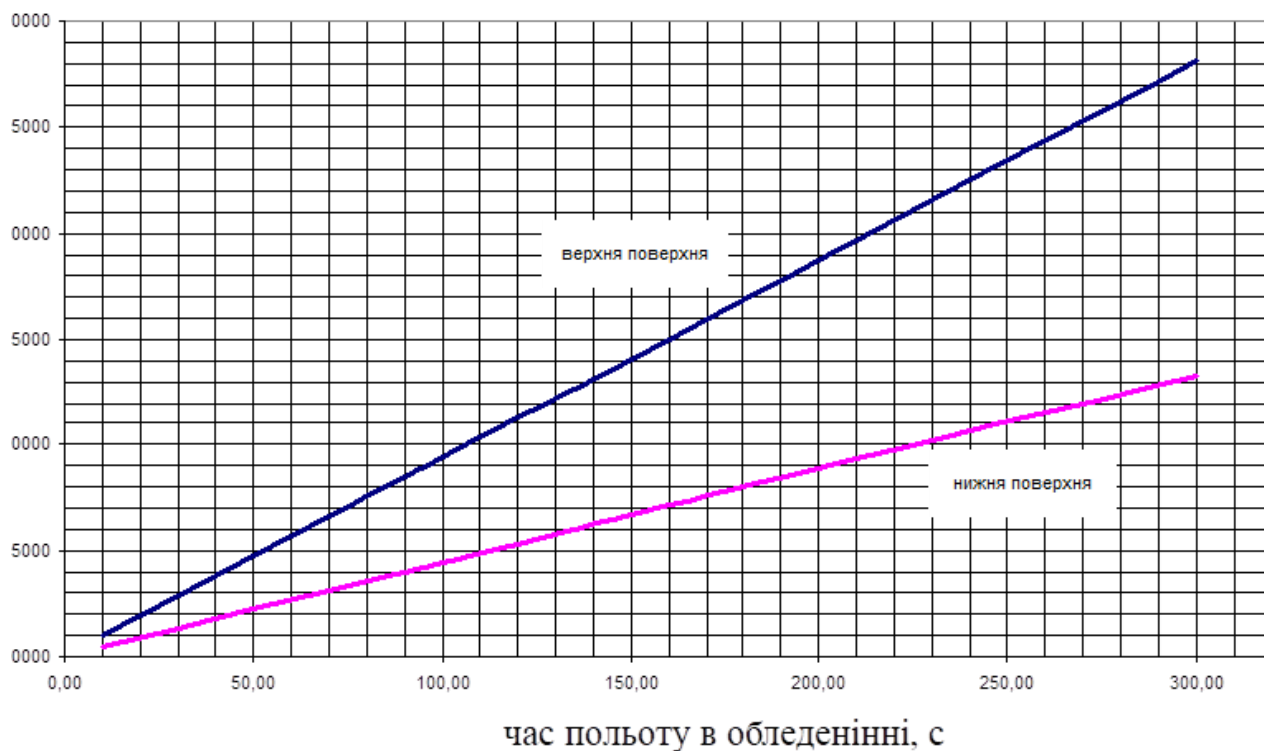


Рис. 2.5 Графік швидкості наростання криги на поверхні протизаморожувача при $T_{нв} = -30^{\circ}\text{C}$

Таблиця 2.8

Визначення висоти криги при $T_{нв} = -10^{\circ}\text{C}$

Час в обледенінні, с		10.00	30.00	50.00	70.00	90.00	100.0	120.0	150.0	200.0	300.0
Маса осівшої води	верхня поверхня, г/гофр	0,23	0,68	1,14	1,59	2,05	2,27	2,73	3,41	4,55	0,23
	нижня поверхня, г/гофр	0,59	1,77	2,95	4,13	5,31	5,90	7,09	8,86	11,81	0,59
Площа криги	верхня поверхня, см^2	0,18254	0,5396	0,9047	1,998	1,6269	1,8015	2,1666	2,7063	3,6111	0,182
	нижня поверхня, см^2	0,23413	0,7023	1,1706	1,6388	2,1071	2,3412	2,8134	3,5158	4,6865	0,234
	Загальна, см^2	0,41667	1,2420	2,0754	2,9007	3,7341	4,1428	4,9801	6,2222	8,2976	0,416

Висота криги	верхня поверхня, см	0,02282	0,06740	0,11310	0,15770	0,20330	0,22520	0,27080	0,33820	0,45130	0,022
	нижня поверхня, см	0,01215	0,03640	0,06070	0,08500	0,10930	0,12150	0,14600	0,18240	0,24320	0,012
Висота криги	верхня поверхня, см	0,02282	0,06740	0,11310	0,15770	0,20330	0,22520	0,27080	0,33820	0,45130	0,022
	нижня поверхня, см	0,01215	0,03640	0,06070	0,08500	0,10930	0,12150	0,14600	0,18240	0,24320	0,012

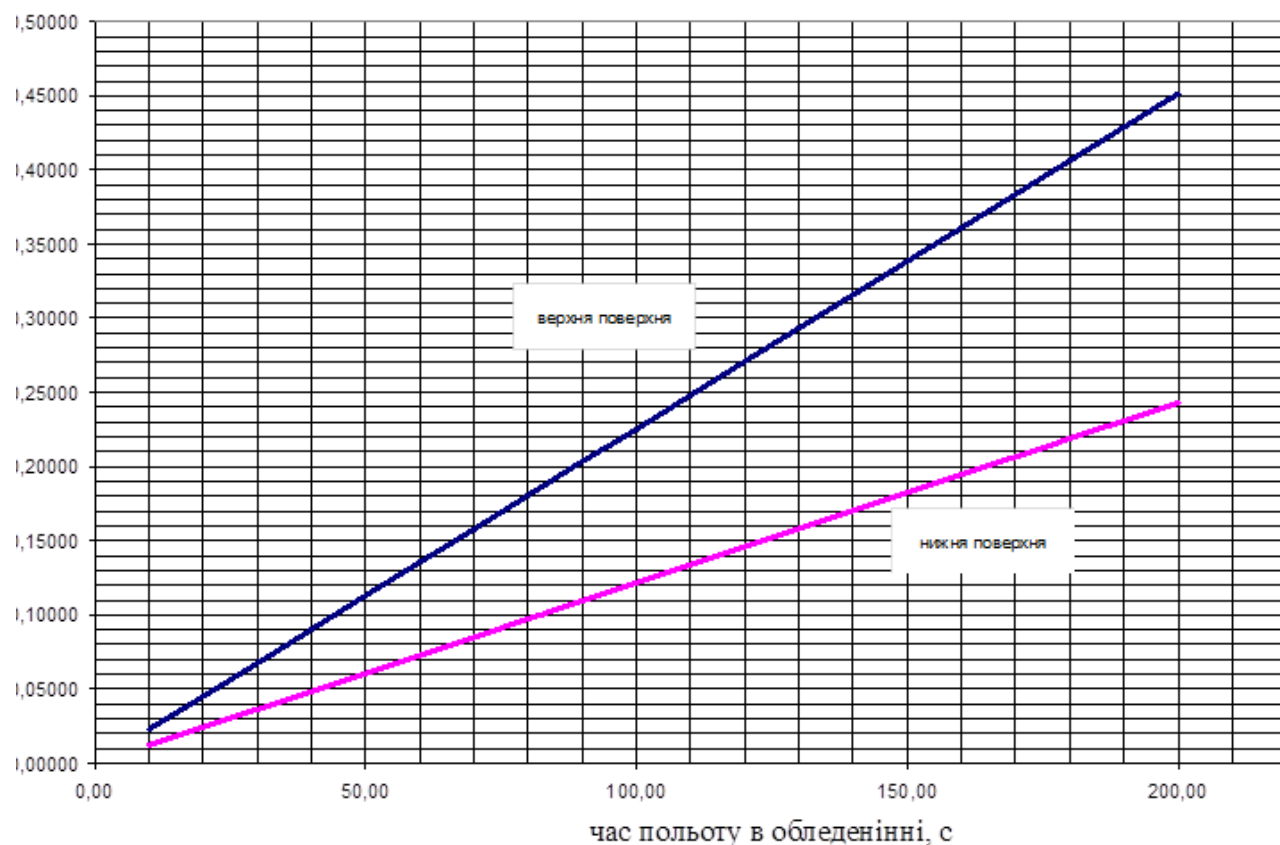


Рис. 2.6 Графік швидкості наростання криги на поверхні протизаморожувача при $T_{нв} = -10^{\circ}\text{C}$

2.12. Вибір кількості секцій протизаморожувачів

2.12.1. Визначення необхідних витрат гарячого повітря для ефективної роботи теплових ножів ПКС крила

Для того щоб знайти оптимальну кількість секцій протизаморожувачів потрібно провести тепловий розрахунок для протизаморожувача який розподілений на дві, три та чотири секції при температурі навколишнього повітря – 30 °С.

Враховуючи, що температура протизаморожувача при даних умовах польоту не повинна бути менше 0 °С більше ніж 210 секунд, визначимо тривалість циклів нагріву та охолодження [1].

Тривалість одного циклу можна обчислити за формулою:

$$\tau = \frac{n+1}{n} \tau_{облед} + n\tau_{кл} + \tau_{охл} \quad (2.38),$$

де

n – кількість секцій;

$\tau_{облед}$ – час, коли температура секції нижче 0 °С;

$\tau_{кл}$ – час відкриванняциклічного клапану;

$\tau_{охл}$ – час остивання секції до 0° С.

Звідси приймаємо:

$$\tau_{облед} = 210\text{с}, \tau_{кл} = 5\text{с}, \tau_{охл} \approx 30\text{с}.$$

Тривалість циклів наведена у таблиці 2.9.

Таблиця 2.9

Параметри циклу в залежності від кількості секцій

Кількість секцій	час охолодження, с	час нагріву, с	час одного циклу, с
2	175	165	340
3	215	110	325
4	230	70	300

Для визначення необхідних витрат повітря для теплових ножів потрібно обчислити температуру поверхні протизаморозувача при різних витратах.

Температура поверхні теплового ножа повинна бути приблизно 5°C на відстані 10мм від критичної точки по верхній та нижній поверхні протизаморозувача [12].

Розрахунок проводиться для перетину крила з $Z_{\text{відн}} = 0,614$ (тобто для 2-ї секції щоб приблизно оцінити необхідні витрати для інших секцій), для зазначених у п.2.12. вихідних даних.

Результати розрахунку представлені в таблицях 2.10, 2.11, 2.12.

Таблиця 2.10.

Результати розрахунку теплового стану секції при працюючому теплому ножі при розбитті крила на 2 секції

Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморозувача, °C	Довжина ножа від критичної точки, мм	
		низ	верх
0.05	6	10	40
0.06	9	30	50
0.07	12	40	70
0.08	14	50	80

Таблиця 2.11.

**Результати розрахунку теплового стану секції при працюючому
тепловому ножі при розбитті крила на 3 секції**

Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
		низ	верх
0.03	6	20	20
0.0325	7	30	20
0.035	8	40	50
0.04	10	50	60

Таблиця 2.12.

**Результати розрахунку теплового стану секції при працюючому
тепловому ножі при розбитті крила на 4 секції**

Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
		низ	верх
0.03	4	20	10

Проаналізувавши отримані результати приймаємо, що витрати будуть складати:

- для 2-х секцій – 0,06 кг/с
- для 3-х секцій – 0,04 кг/с
- для 4-х секцій – 0,03 кг/с

Так як, перша секція за геометричними розмірами більша то для неї витрати на тепловий ніж треба збільшити на 0,01÷0,02 кг/с.

Результати розрахунку для визначення витрат на тепловий ніж усіх секцій наведені далі в таблицях № 2.13, 2.14, 2.15.

Таблиця 2.13.

Результати розрахунку теплового стану секцій при працюючому тепловому ножі при поділі крила на 2 секції

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача, оС	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.08	6	10	10
2	0.063	9	30	50

Таблиця 2.14

Результати розрахунку теплового стану секцій при працюючому тепловому ножі при поділі крила на 3 секції

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача, оС	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.04	6	15	15
2	0.027	7	15	15
3	0.027	10	15	45

**Результати розрахунку теплового стану секцій при працюючому
тепловому ножі при розбитті крила на 4 секції**

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.03	9	20	20
2	0.03	8	20	15
3	0.03	5	20	15
4	0.03	5	10	10

2.12.2. Визначення необхідної витрати та необхідної зони обігрів повітря для ефективної роботи протизаморожувача крила

Для ефективної роботи протизаморожувача крила температура його поверхні не повинна бути меншою за 5°C. Така температура повинна зберігатися на всій ділянці зони уловлювання крапель води.

Для верхньої частини крила, як свідчать результати випробувань літаків Ан-22, Ан-38 та Ан-140, зона з температурою більшою за 5°C простягатиметься на 80мм більше за зону уловлювання, яка складає 20÷30 мм. Це відбувається тому, що на такій малій ділянці ще є суттєвим вплив теплового ножа і вода осідаючи не відразу застигає, а продовжує стікати далі.

Кількість необхідної витрати будемо знаходимо через наступний розрахунок теплового стану протизаморожувача при заданій витраті гарячого повітря [12].

Розрахунки теплового стану протизаморожувача наведені в наступних таблицях 2.16, 2.17, 2.18.

Таблиця 2.16

**Результати розрахунку теплового стану секцій при розбитті крила на
2 секції**

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протизаморожувача, °С		Довжина зони обігріву від	
		максимальна	на кінцях зони обігріву	низ	верх
1	0.15	19	4	105	125
	0.18	21	4	162	187
2	0.15	20	5	62	146

Таблиця 2.17

**Результати розрахунку теплового стану секцій при розбитті крила на
3 секції**

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протизаморожувача, °С		Довжина зони обігріву від критичної точки, мм	
		максимальна	на кінцях зони обігріву	низ	верх
1	0.1	19	1	105	147
	0.12	23	4	166	193
	0.15	26	4	166	244

Продовження табл. 2.17.

2	0.1	22	5	79	146
	0.12	26	3	102	254
	0.15	30	12	102	267
	0.2	23	36	97	255
	0.3	48	34	97	255
3	0.1	21	5	62	110
	0.12	28	6	75	174
	0.15	33	11	75	174
	0.2	26	4	75	174

Таблиця 2.18

Результати розрахунку теплового стану секцій при розбитті крила на 4 секції

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протизаморожувача, °С		Довжина зони обігріву від критичної точки, мм	
		максимальна	на кінцях зони обігріву	низ	верх
1	0.09	23	4	166	193
	0.1	24	6	166	193
2	0.09	25	4	119	126
	0.1	27	5	128	152
3	0.09	20	4	85	124
	0.1	21	6	85	166
4	0.09	20	5	63	113
	0.1	22	4	63	141

Проаналізувавши отримані результати ми можемо зробити висновок, про те що для ефективного захисту крила від подальшого утворення крижаного наросту оптимальними є наступні значення витрат гарячого повітря:

- для 2-х секцій : 0,18 кг/с для 1-ї секції та 0,15 кг/с для 2-ї секції;
- для 3-х секцій : 0,15 кг/с для 1-ї секції та 0,1 кг/с для 2-ї та 3-ї секцій;
- для 4-х секцій : 0,1 кг/с для 1-ї секції та 0,9 кг/с для 2-ї, 3-ї та 4-ї секцій;

На рис. 2.7 графічно зображено максимальну витрату повітря на одну половину консолі крила повітряного судна при роботі ПКС в залежності від кількості секцій [10].

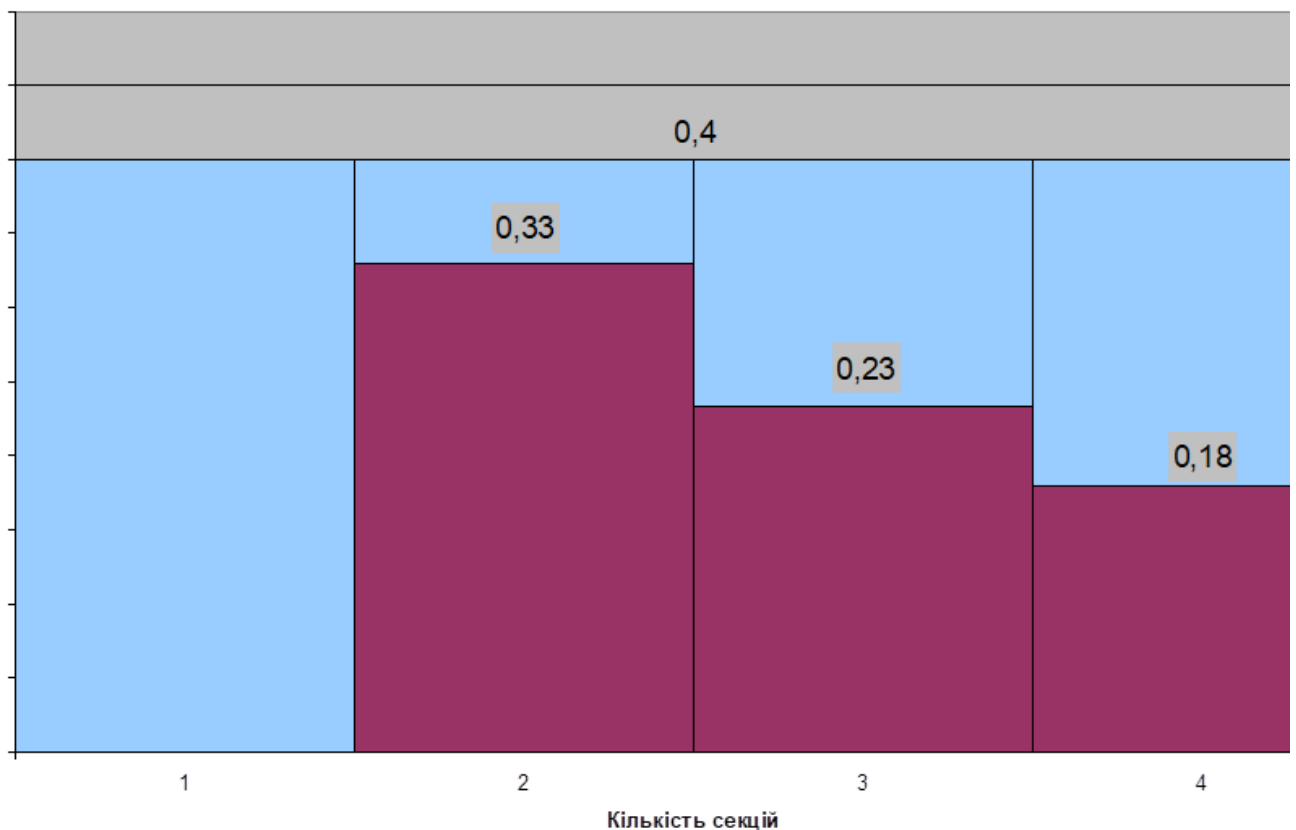


Рис 2.7 Залежність максимальної витрати повітря від кількості секцій

2.12.3. Розрахунок ваги ПКС

Вага системи, яка запобігає подальшому утворенню крижаного наросту викликає помітне зниження льотно технічних характеристик літака.

Вагу ПКС можна обчислити за наступною формулою:

$$G_{ПКС} = G_{л} + \Delta G_n^e + \Delta G_{nm}^e + \Delta G_o^e$$

де

$G_{к}$ – вага конструкції ПКС

ΔG_n^e - вага палива, необхідна для транспортування конструкції ПКС;

ΔG_{nm}^e - вага, еквівалентна потужності, яка необхідна для роботи ПКС;

ΔG_o^e - вага, еквівалентна лобовому опору, який викликає окремі частини ПКС

Вага конструкції ПКС, яка встановлена на літаку протипі Ан-148 складає 95 кг.

У ПКС, яка розробляється в цьому дипломному проекті додатково у крилі буде встановлено циклічні клапани (ЦК) УФ 96553-040, вага яких складає 1,34 кг. Також додатково будуть встановлені вузли підвода повітря в предкрилок (вага кожного ВППвП 2,4кг), та додатковий монтаж труб підводу повітря до ПКС у самому крилі, вага якого 0,5 кг/м.

Для двох секцій додатково в крилі буде встановлено 2 ВППвП, 4 ЦК та 8м монтажу.

Для трьох секцій - 4 ВППвП, 6 ЦК та 12м монтажу.

Для чотирьох секцій - 6 ВППвП, 8 ЦК та 14,2м монтажу.

Приріст ваги конструкції знаходимо за наступною формулою:

$$\Delta G = n_1 G_{ВППвП} + n_2 G_{ЦК} + n_3 G_{монт}$$

де

$G_{ВППвП}$ – вага вузла підводу повітря в предкрилок;

$G_{ЦК}$ – вага циклічного клапана;

$G_{монт}$ – вага монтажу;

n_1 n_2 – кількість додатково встановлених ВППвП і ЦК;

n_3 – довжина додаткового монтажу.

Отже для 2х секцій:

$$\Delta G = 2 \cdot 2.4 + 4 \cdot 1.34 + 8 \cdot 0.5 = 14,16 \text{ кг};$$

для 3х секцій:

$$\Delta G = 4 \cdot 2.4 + 6 \cdot 1.34 + 12 \cdot 0.5 = 23,64 \text{ кг};$$

для 4х секцій:

$$\Delta G = 6 \cdot 2.4 + 8 \cdot 1.34 + 14,2 \cdot 0.5 = 32,22 \text{ кг};$$

Звідси можна дізнатися вагу конструкції ПКС циклічної дії, яка складає:

- для 2х секцій 109,16 кг;
- для 3х секцій 118,64 кг;
- для 4х секцій 127,22 кг.

З графіків на рис. 2.6 та 2.7 видно, що приріст ваги ПКС призведе до збільшення часової витрати пального:

- для 2х секцій на 0,63 кг/год;
- для 3х секцій на 1,03 кг/год;
- для 4х секцій на 1,44 кг/год.

При роботі ПКС ЦД на поверхні протизаморожувача буде утворюватися крижане намерзання, що буде суттєво впливати на лобовий опір повітряного судна. Для вирішення цієї проблеми потрібно збільшити витрати пального:

- для 2х секцій на 7%;
- для 3х секцій на 9,4%;
- для 4х секцій на 10,5%.

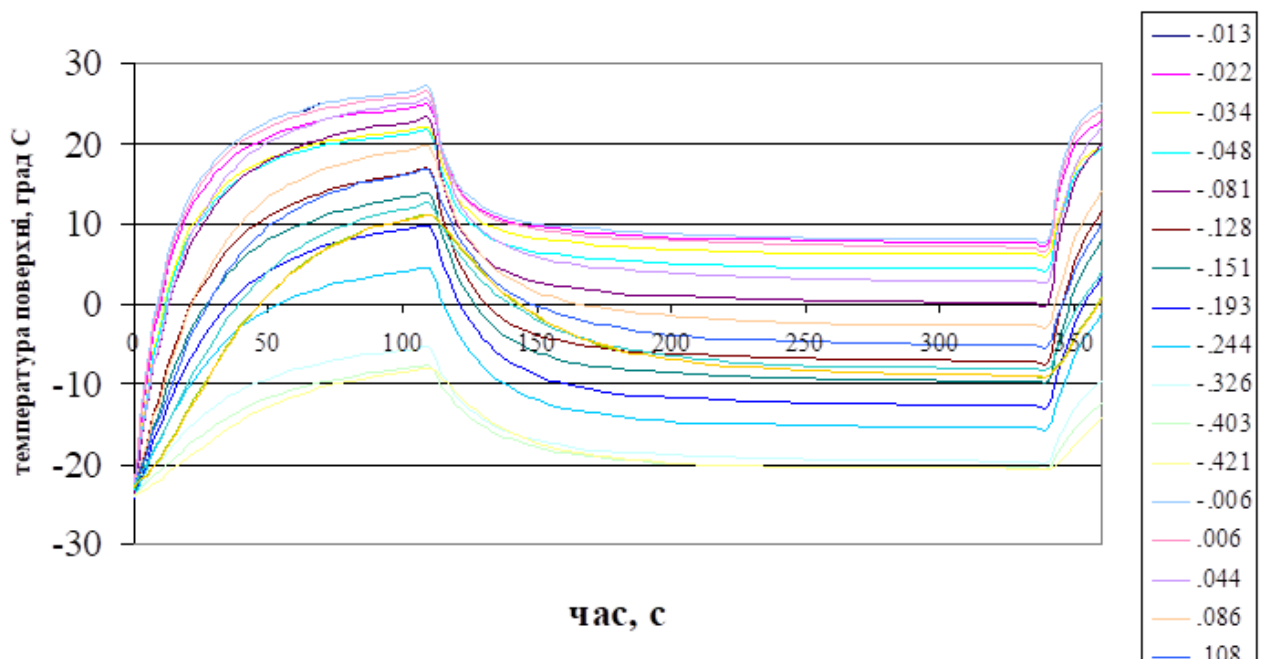
Проаналізувавши графіки на рис. 2.6 та 2.7 можна зробити висновок, що зменшення відбору повітря від двигуна призведе до зменшення витрати пального:

- для 2х секцій на 7 кг/год;
- для 3х секцій на 14 кг/год ;

- для 4х секцій на 16 кг/год .

Як ми можемо побачити з наведених вище розрахунків істотне зменшення необхідної витрати гарячого повітря відбувається при збільшенні кількості секцій до 3-х. При подальшому збільшенні кількості секцій відбувається суттєве збільшення ваги ПКС при невеликому зменшенні необхідної витрати пального та повітря, що відбирається для роботи системи. Отже робимо висновок, що найбільш оптимальною для проектованого літака є система з поділом однієї з консолей крила на 3 секції. Це також підтверджено льотними випробуваннями проведеними на літаках АН-22, АН-24 та ін [12].

Графіки розрахунків теплового стану секцій представлені на рис.2.8 – 2.10.



2.8 Тепловий стан першої секції

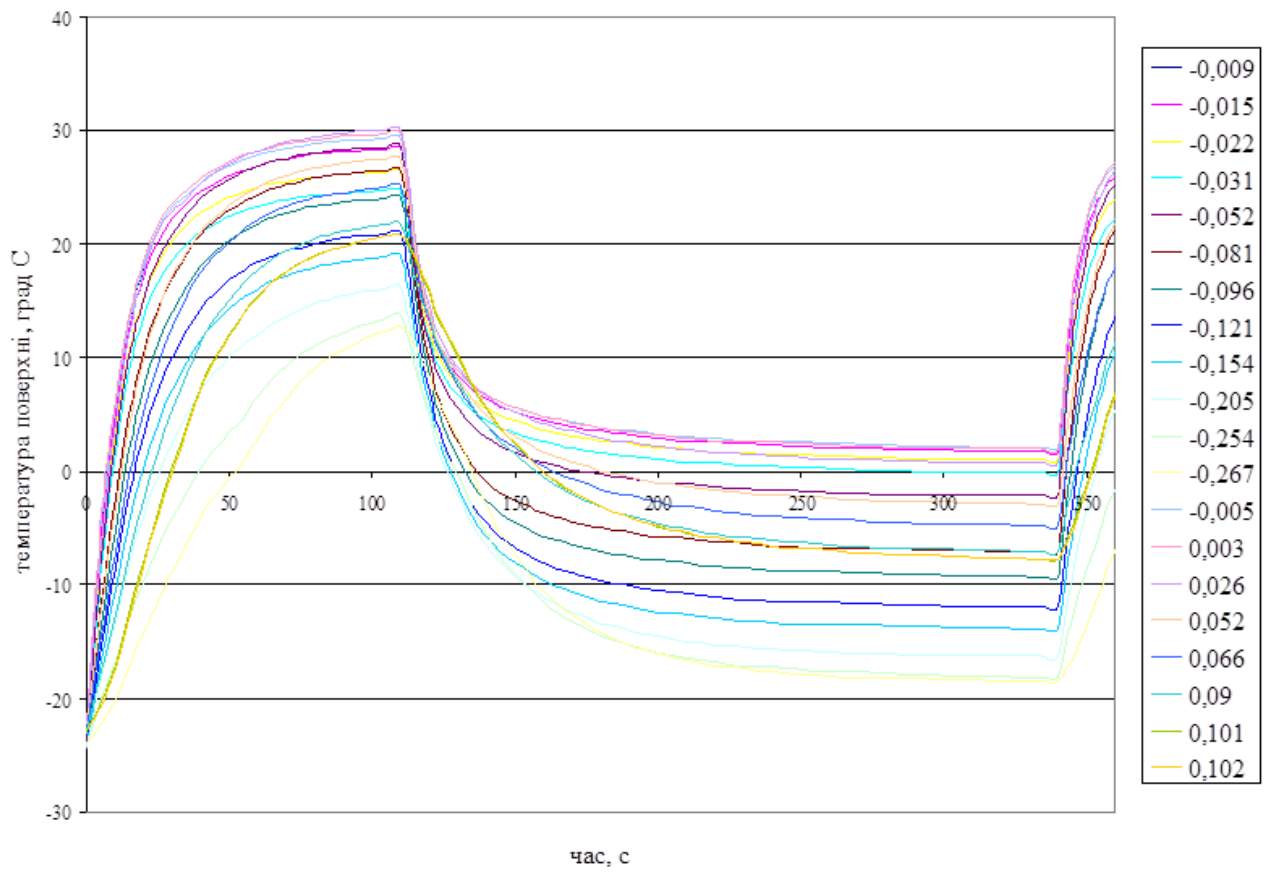


Рис. 2.9 Тепловий стан другої секції

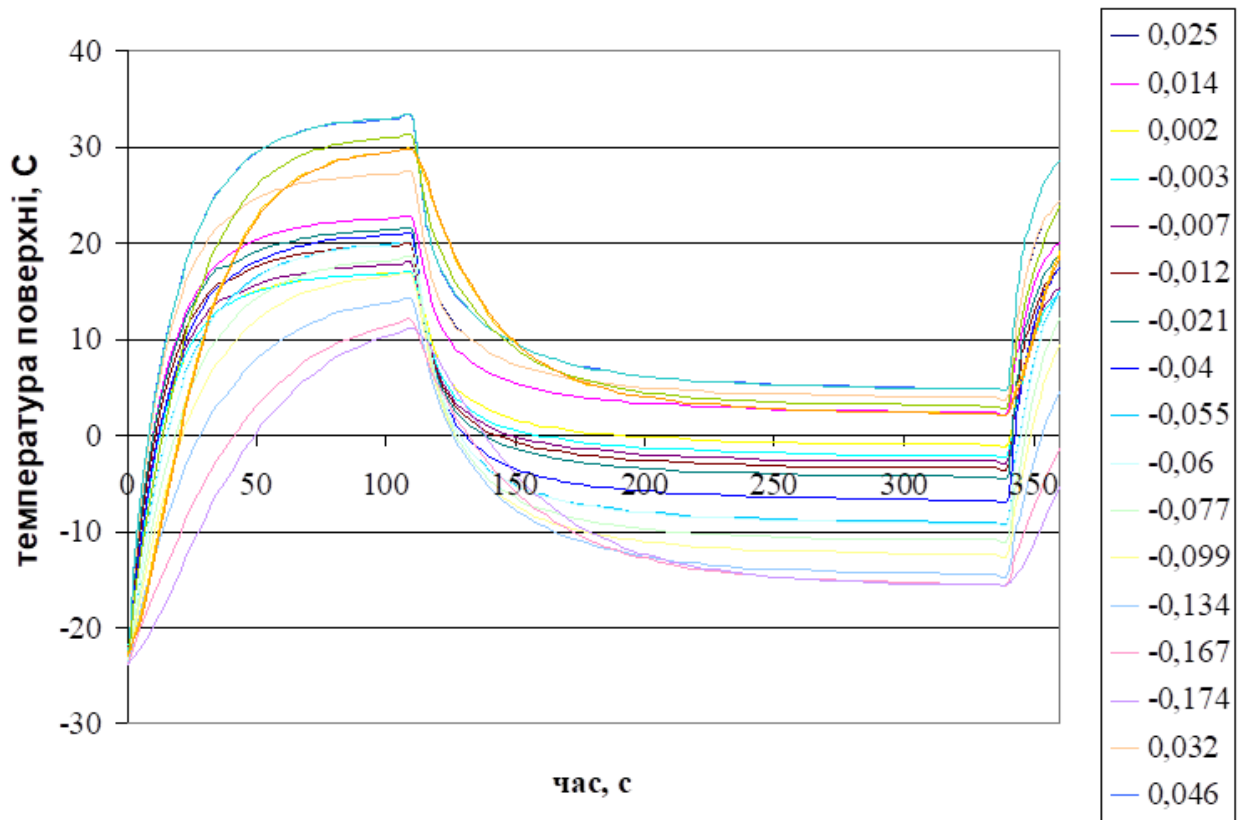
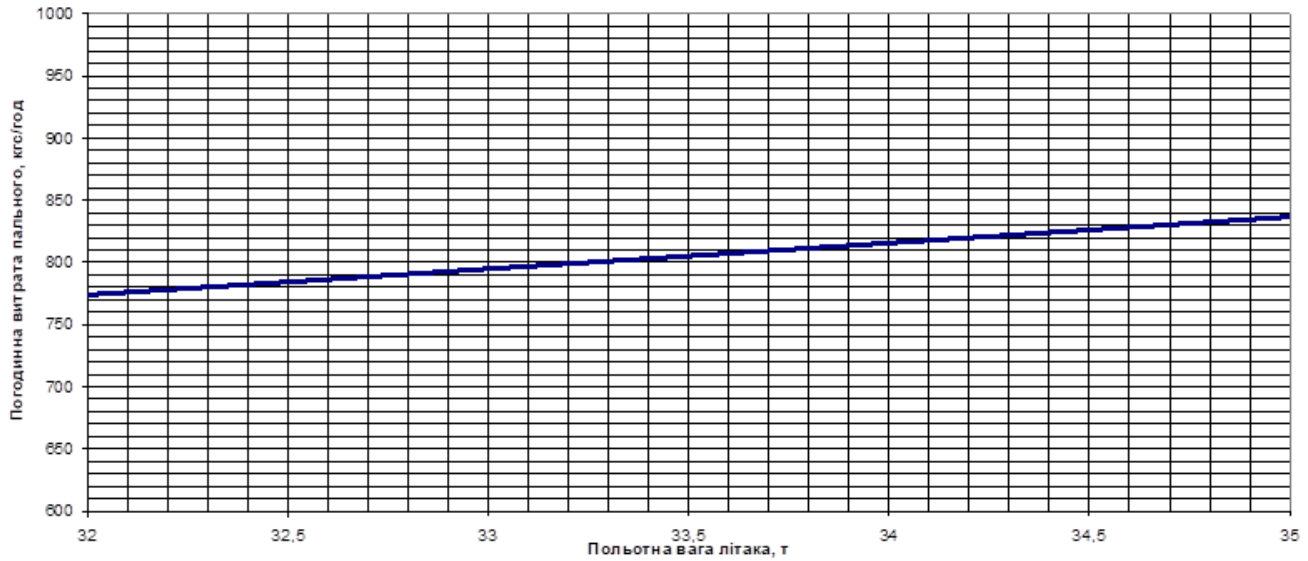


Рис. 2.10 Тепловий стан третьої секції



2.11 Залежність часової витрати палива одного двигуна Д-436-148 від польотної ваги літака, для швидкості польоту 140м/с, висоти 5000м та $T_{\text{нв}}=-30$ °С

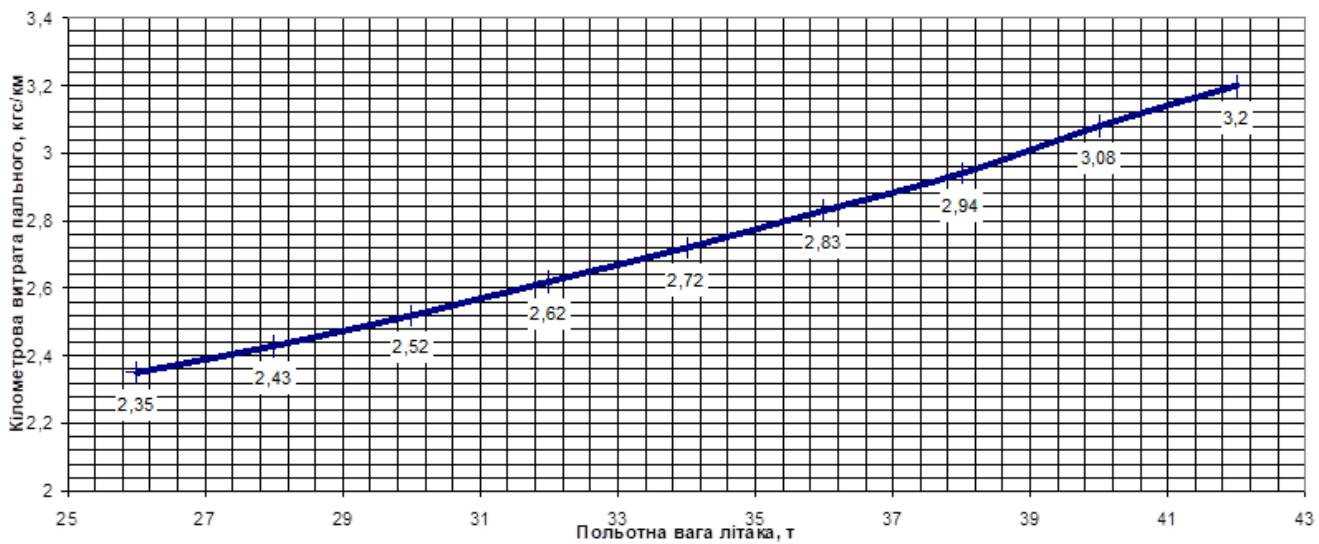


Рис. 2.12 Залежність кілометрової витрати палива від польотної ваги літака для швидкості польоту 140м/с, висоти 5000м та $T_{\text{нв}}=-30$ °С

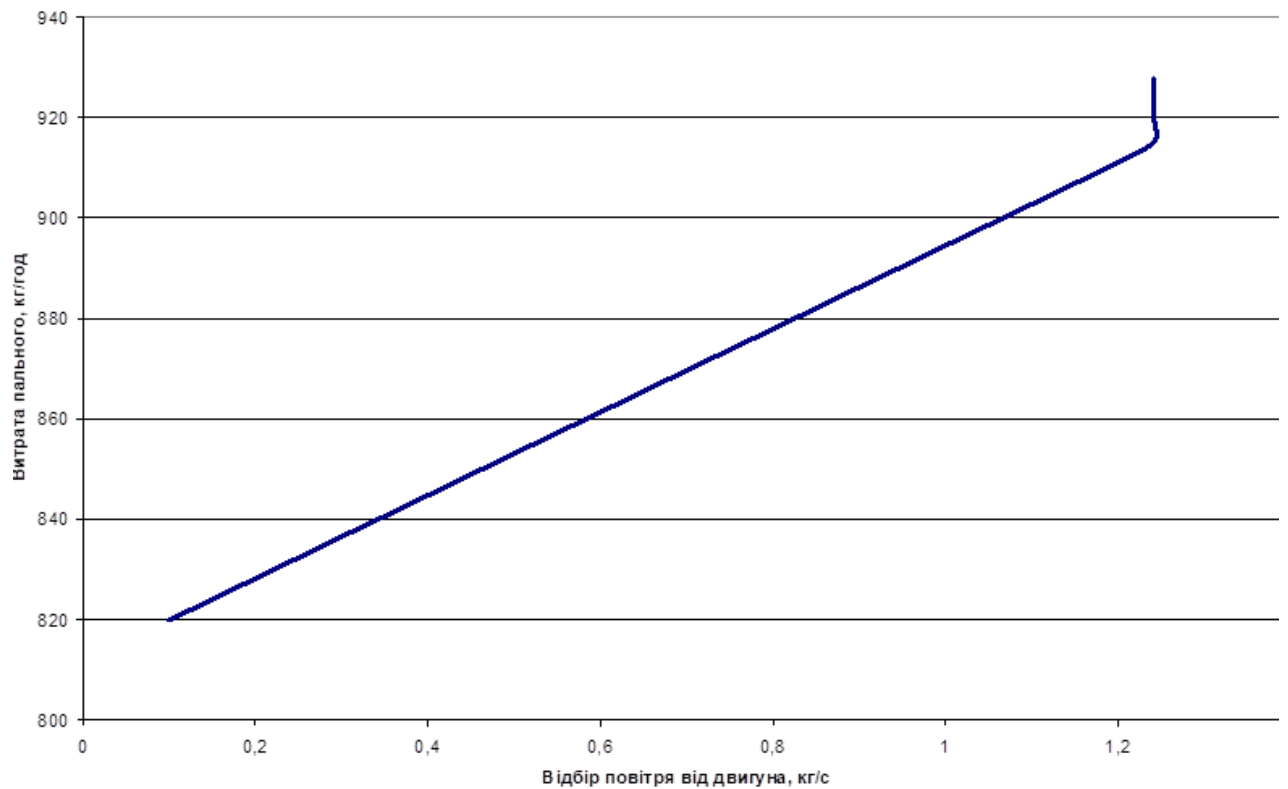


Рис. 2.13 Залежність витрати пального від відбору повітря від двигуна Д-

436

2.13. Тепловий розрахунок ПКС крила при $T_{нв} = -10^{\circ}\text{C}$

Розрахунок проводимо аналогічно до п. 2.13.0

За формулою 2.38 часові параметри циклу будуть наступні:

- час нагріву секції 45с;
- час охолодження секції 105с.

Результати розрахунку наведені в табл. 2.19-2.21

Таблиця 2.19

**Результати розрахунку теплового стану 2-ї секції при працюючому
тепловому ножі.**

Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
		низ	верх
0.01	4	10	10
0.015	5	20	20
0.02	5	50	50
0.023	7	60	70
0.025	7	65	75
0.035	10	200	100

Таблиця 2.20

**Результати розрахунку теплового стану секцій при працюючому
тепловому ножі**

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протизаморожувача , °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.01	4	10	10
2	0.01	4	10	10
3	0.01	4	15	20

Результати розрахунку теплового стану секцій

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протизаморожувача, °С		Довжина зони обігріву від критичної точки, мм	
		максимальна	на кінцях зони обігріву	низ	верх
1	0.08	15	1	164	260
	0.09	16	1	164	260
2	0.07	14	4	97	240
	0.08	15	4	97	240
3	0.08	16	5	164	80
	0.09	16	6	165	81

Отже, з розрахованих даних результатів, ми можемо зробити висновок, що для ефективного захисту крила від подальшого намерзання криги на поверхню літального апарату при $T_{\text{нв}} = -10^{\circ}\text{C}$ оптимальними будуть наступні параметри витрат гарячого повітря:

- для 1-ї секції 0,01 кг/с на тепловий ніж, та 0,08 кг/с при відкритому ЦК;
- 0,01 кг/с на тепловий ніж, та 0,07 кг/с при відкритому ЦК для 2-ї та 3-ї секцій.

2.14. Гідравлічний розрахунок

Метою гідравлічного розрахунку є виконання комплексу розрахунків ВТ ПКС крила для визначення витрати повітря елементів системи, даних для калібрування труб і перевірки системи на пропускну спроможність.

Гідравлічний розрахунок повітряно-теплової системи подальшого запобігання утворення крижаного намерзання на поверхні крила здійснюється за допомогою програми «СЕТЬВ».

Програма «СЕТЬВ» є єдиним програмним комплексом, який здатний виконувати наступні функції:

- моделювання квазістаціонарних робочих режимів повітряної мережі кондиціонування повітря (ВКВ) (перевірочне завдання);
- підбір параметрів дросельних шайб в повітряній мережі при всіх відомих витратах в гілках(проектувальне завдання);
- рішення змішаних завдань, коли для однієї частини однієї мережі визначається витрати в гілках, а для іншої - параметри дросельних шайб.

Також програма може дозволити нам визначити теоретичні вагові характеристики всієї системи запобігання намерзання.

«СЕТЬВ» розроблена на основі оригінальних теоретичних рішень з завдання моделювання квазістаціонарних робочих режимів в мережі.

Моделюючий алгоритм автоматично побудований за схемами мережі та конструктивними параметрами її елементів, необхідних даних з різних режимів та граничних умовах [10].

2.15. Вхідні дані для гідравлічного розрахунку системи

Для виконання розрахунку нам потрібно задати геометричні параметри, підвідних і роздільних трубопроводів гідравлічної системи, такі як, діаметри трубопроводів, повороти, крани, дроселі, вентилятори й т.д., матеріал трубопроводів, початкові й граничні умови, такі як, температура гарячого повітря й повний тиск на вході в трубопровід, тиск на виході із системи [12].

Розподільні труби з мікроежекторними отворами замінено на шайби з відповідним гідравлічним опором, діаметр отворів шайб потрібно підібрати шляхом розрахунків [11].

Розрахунок проводимо для висоти 5000м ($P_n = 0,551 \text{ кг/см}^2$). Система повинна забезпечити наступні витрати повітря:

- 186 кг/год для 1-ї секції в передкрилку, та 50 кг/год на тепловий ніж;
- 60 кг/год для 1-ї секції в невідхиляємому носку, та 16 кг/год на ніж;
- 298 кг/год для 1-ї секції в відхиляємому носку, та 82 кг/год на ніж;
- 428 кг/год для 2-ї та 3-ї секцій, та 100 кг/год на ніж.

Вхідні дані для програми «СЕТЬ ВЕ:

1

1e-005 2000 2000

1

0.001

9 кількість гілок

9 число типів гілок по типам гілок

118 кількість чисел в масиві

10 число вузлів

108

0 число бібліотечних число елементів не круглого

6 число типів граничних умов

0 ознака вологи

Масив бібліотечних елементів

	0.0614	0.15	0.1
0.0614	0.243	3	
0.0614	0.14	0	
0.0614	0.5	9.090	
0.0614	0.1	0	
0.0614	0.00	0.15	
0.0370	0.04	0	
0.0370	0.0700	0.0	
0.0370	0.01376	-3	
0.0370	0.04	0	

0.0218	0.5	-9.090
0.0218	0.1	0
0.0218	0.5	-9.09
0.0218	0.1	0
0.0218	0.001	0.4
0.0218	1.5	-9.014
0.0218	0.45	0
0.0218	5	-9.014
0.0218	0.001	0.4
0.0218	0.12	0
0.0218	0.5	-9.090
0.0218	0.18	0
0.0218	1.5	-9.035
0.0218	0.001	0.4
0.0218	0.05	0
0.0218	0.1	0
0.0218	0.5	-9.090
0.0218	0.001	0.1
0.0218	0.0166	-3
0.0304	0.08	0
0.0304	0.001	0.86
0.0304	0.001	0.19
0.0304	10	-9.025
0.0304	0.1	0
0.0304	5	-9.045
0.0304	0.05	0
0.0304	5	-9.045
0.0304	0.07	0
0.0304	0.0243	-3
0.0304	0.04	0
0.0304	0.001	0.12
0.0140	0.11	0
0.0140	5	-9.045
0.0140	0.12	0
0.0140	5	-9.045
0.0140	0.18	0
0.0140	0.5	-9.09
0.0140	0.0096	-3
0.0304	0.13	0
0.0304	0.001	0.65
0.0304	10	-9.007
0.0304	0.001	0.55
0.0304	0.07	0
0.0304	0.5	-9.09
0.0304	0.19	0
0.0304	0.001	0.55
0.0304	0.06	0
0.0304	0.001	0.15
0.0304	0.105	0
0.0304	0.5	-9.09
0.0304	0.010	0
0.0304	0.0217	-3
0.0484	0.001	0.14
0.0484	1.45	0
0.0370	0.04	0
0.0370	0.07	000
0.0370	0.01146	-3

0.0370	0.02	0
0.0370	0.08	0
0.0370	0.08	-3
0.0370	0.02	0
0.0370	0.5	-9.090
0.0370	0.05	0
0.0370	0.001	0.4
0.0370	1.5	-9.014
0.0370	0.40	0
0.0370	5	-9.014
0.0370	0.001	0.4
0.0370	0.11	0
0.0370	0.5	-9.090
0.0370	0.16	0
0.0370	1.5	-9.035
0.0370	0.001	0.4
0.0370	0.05	0
0.0370	0.1	0
0.0370	0.5	-9.090
0.0370	0.0241	-3

0.0370	0.1	0
0.0370	0.07	2.3
0.0370	0.03700	-3
0.0370	1.0	0
0.0370	0.024	-3
0.0370	3.48	0
0.0370	0.02	0
0.0370	0.001	0.4
0.0370	1.5	-9.014
0.0370	0.35	0
0.0370	5	-9.014
0.0370	0.001	0.4
0.0370	0.10	0
0.0370	0.5	-9.090
0.0370	0.14	0
0.0370	1.5	-9.035
0.0370	0.001	0.4
0.0370	0.05	0
0.0370	0.1	0
0.0370	0.5	-9.090
0.0370	0.0266	-3

Масив гілок

1	1.002	6
2	2.003	4
3	3.004	19
4	3.005	12
5	5.006	7
6	5.007	14
7	2.008	2
8	8.009	23
9	8.010	21

-1001	1 2 3 4 5 6
-1002	7 8 9 10
-1003	11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29
-1004	30 31 32 33 34 35 36 37 38 39 40 41
-1005	42 43 44 45 46 47 48
-1006	49 50 51 52 53 54 55 56 57 58 59 60 61 62
-1007	63 64
-1008	65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 78 79 80 81 82 83 84 85 86 87
-1009	88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 102 103 104 105 106 107 108
-1010	

Масив типів гілок

0	1	0
8	0	90
5	0	90
0	6	0
6	0	90
0	6	0
0	6	0
9	0	90
0	6	0
0	6	0

Масив даних про вузли мережі

240	2.5	0
0	-1	50
0	-1	16
0	-1	89
0	-1	100
0	0.5511	0

0

2.16. Результати розрахунку

Результати гідравлічного розрахунку повітряно-теплової протикригової системи крила виводяться у вигляді таблиці.

Таблиця 2.22

Результати розрахунків елементів системи при працюючій першій секції

ВЕТЬВЬ 1.0020 Расход 749.886337 P(нач.) 2.500000 P(кон.) 2.475285
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
1	0.0614	0.0000	0.0000	0	2.500000	1.58e+005	42.472	2.48475	2.48475
1	0.0614	0.1500	0.1000	0.142	2.500000	1.58e+005	42.472	2.48475	2.48256
2	0.0614	0.2430	-3.0000	0	2.497826	1.58e+005	42.482	2.48256	2.48196
3	0.0614	0.1400	0.0000	0.0391	2.497826	1.58e+005	42.482	2.48256	2.48196
4	0.0614	0.0484	-9.0900	1.22	2.497226	1.58e+005	42.807	2.48196	2.46305
5	0.0614	0.1000	0.0000	0.028	2.478433	1.58e+005	42.815	2.46305	2.46262
6	0.0614	0.0000	0.1500	0.15	2.478001	1.58e+005	42.855	2.46262	2.46028
6	0.0614	0.0000	0.0000	0.0258	2.475683	1.58e+005	42.862	2.46028	2.45988

ВЕТЬВЬ 2.0030 Расход 546.369142 P(нач.) 2.475285 P(кон.) 2.306674
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
7	0.0370	0.0000	0.0000	1.18e-005	2.475285	1.92e+005	87.217	2.41196	2.41196
7	0.0370	0.0400	0.0000	0.0188	2.475284	1.92e+005	87.262	2.41196	2.41071
8	0.0370	0.0700	2.3000	2.33	2.474072	1.92e+005	93.372	2.41071	2.25052
9	0.0370	0.0370	-3.0000	0	2.318414	1.92e+005	93.427	2.25052	2.24918
10	0.0370	0.0400	0.0000	0.0188	2.318414	1.92e+005	93.427	2.25052	2.24918
10	0.0370	0.0000	0.0000	0.15	2.317112	1.92e+005	93.869	2.24918	2.23842

ВЕТВЬ 2.0080 Расход 203.517194 P(нач.) 2.475285 P(кон.) 2.457447
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
63	0.0484	0.0000	0.0000	2.89	2.475285	5.45e+004	18.718	2.47236	2.46387
63	0.0484	0.0010	0.1400	0.14	2.460014	5.45e+004	18.773	2.45707	2.45666
64	0.0484	1.4500	0.0000	0.644	2.459600	5.45e+004	18.787	2.45666	2.45476
64	0.0484	0.0000	0.0000	0.0873	2.457704	5.45e+004	18.789	2.45476	2.45450

ВЕТВЬ 3.0040 Расход 186.544116 P(нач.) 2.306674 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
11	0.0218	0.0000	0.0000	0.014	2.305070	1.11e+005	92.361	2.23907	2.23809
11	0.0218	0.0172	-9.0900	1.24	2.304127	1.11e+005	96.084	2.23809	2.14989
12	0.0218	0.1000	0.0000	0.0913	2.218641	1.11e+005	96.376	2.14989	2.14326
13	0.0218	0.0172	-9.0900	1.24	2.212224	1.11e+005	100.653	2.14326	2.05050
14	0.0218	0.1000	0.0000	0.0913	2.122599	1.11e+005	100.991	2.05050	2.04350
15	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	2.115855	1.11e+005	102.516	2.04350	2.01248
16	0.0218	0.0080	-9.0140	0.0402	2.085955	1.11e+005	102.673	2.01248	2.00934
17	0.0218	0.4500	0.0000	0.411	2.082930	1.11e+005	104.322	2.00934	1.97692
18	0.0218	0.0267	-9.0140	0.0424	2.051720	1.11e+005	104.497	1.97692	1.97354

19	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	2.048468	1.11e+005	106.198	1.97354	1.94125
20	0.0218	0.1200	0.0000	0.11	2.017434	1.11e+005	106.678	1.94125	1.93232
21	0.0218	0.0172	-9.0900	1.24	2.008856	1.11e+005	112.661	1.93232	1.82736
22	0.0218	0.1800	0.0000	0.164	1.908316	1.11e+005	113.533	1.82736	1.81297
23	0.0218	0.0200	-9.0350	0.0963	1.894575	1.11e+005	114.053	1.81297	1.80448
24	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	1.886473	1.11e+005	116.306	1.80448	1.76862
25	0.0218	0.0500	0.0000	0.0457	1.852290	1.11e+005	116.572	1.76862	1.76449
26	0.0218	0.1000	0.0000	0.0913	1.848350	1.11e+005	117.109	1.76449	1.75618
27	0.0218	0.0172	-9.0900	1.24	1.840440	1.11e+005	125.316	1.75618	1.63795
28	0.0218	0.0010	0.1000	0.101	1.728346	1.11e+005	126.065	1.63795	1.62792
29	0.0218	0.0166	-3.0000	0.734	1.718874	1.11e+005	414.547	1.40055	0.72263
29	0.0218	0.0000	0.0000	0	0.828359	1.11e+005	336.648	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 3.0050 Расход 359.825026 P(нач.) 2.306674 P(кон.) 1.961680
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
30	0.0304	0.0000	0.0000	1.43	2.306890	1.54e+005	95.645	2.24204	2.14248
30	0.0304	0.0800	0.0000	0.0483	2.210364	1.54e+005	95.797	2.14248	2.13903
31	0.0304	0.0010	0.8600	0.861	2.207019	1.54e+005	98.636	2.13903	2.07634
32	0.0304	0.0010	0.1900	0.191	2.146393	1.54e+005	99.301	2.07634	2.06217
33	0.0304	0.1330	-9.0250	0.1	2.132704	1.54e+005	99.655	2.06217	2.05469
34	0.0304	0.1000	0.0000	0.0603	2.125479	1.54e+005	99.871	2.05469	2.05016
35	0.0304	0.1197	-9.0450	0.119	2.121109	1.54e+005	100.302	2.05016	2.04119
36	0.0304	0.0500	0.0000	0.0302	2.112452	1.54e+005	100.412	2.04119	2.03891
37	0.0304	0.1197	-9.0450	0.119	2.110253	1.54e+005	100.849	2.03891	2.02988
38	0.0304	0.0700	0.0000	0.0422	2.101546	1.54e+005	101.006	2.02988	2.02667
39	0.0304	0.0243	-3.0000	0.601	2.098449	1.54e+005	177.094	1.91117	1.77160
40	0.0304	0.0400	0.0000	0.0241	1.973865	1.54e+005	107.863	1.89716	1.89518
41	0.0304	0.0010	0.1200	0.121	1.971965	1.54e+005	108.418	1.89518	1.88525
41	0.0304	0.0000	0.0000	0.00958	1.962439	1.54e+005	108.463	1.88525	1.88446

ВЕТВЬ 5.0060 Расход 59.521543 P(нач.) 1.961680 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
42	0.0140	0.0000	0.0000	1.21	1.961635	5.51e+004	86.247	1.91547	1.85624
42	0.0140	0.1100	0.0000	0.182	1.837196	5.51e+004	89.970	1.78772	1.77829
43	0.0140	0.0551	-9.0450	0.153	1.828025	5.51e+004	90.370	1.77829	1.77029
44	0.0140	0.1200	0.0000	0.198	1.820255	5.51e+004	90.896	1.77029	1.75989
45	0.0140	0.0551	-9.0450	0.153	1.810146	5.51e+004	91.309	1.75989	1.75180
46	0.0140	0.1800	0.0000	0.297	1.802291	5.51e+004	92.128	1.75180	1.73598
47	0.0140	0.0110	-9.0900	1.33	1.786934	5.51e+004	96.083	1.73598	1.66330
48	0.0140	0.0096	-3.0000	0.966	1.716491	5.51e+004	414.547	1.43416	0.68942
48	0.0140	0.0000	0.0000	0	0.714696	5.51e+004	271.668	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 5.0070 Расход 300.303483 P(нач.) 1.961680 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
49	0.0304	0.0000	0.0000	2.24e-007	1.961680	1.28e+005	89.701	1.90862	1.90862
49	0.0304	0.1300	0.0000	0.0806	1.961680	1.28e+005	89.909	1.90862	1.90414
50	0.0304	0.0010	0.6500	0.651	1.957324	1.28e+005	91.644	1.90414	1.86752
51	0.0304	0.0372	-9.0070	0.0292	1.921749	1.28e+005	91.724	1.86752	1.86586
52	0.0304	0.0010	0.5500	0.551	1.920137	1.28e+005	93.281	1.86586	1.83420
53	0.0304	0.0700	0.0000	0.0434	1.889423	1.28e+005	93.407	1.83420	1.83168
54	0.0304	0.0239	-9.0900	1.23	1.886980	1.28e+005	97.232	1.83168	1.75836
55	0.0304	0.1900	0.0000	0.118	1.815972	1.28e+005	97.624	1.75836	1.75118
56	0.0304	0.0010	0.5500	0.551	1.809030	1.28e+005	99.521	1.75118	1.71717
57	0.0304	0.0600	0.0000	0.0372	1.776172	1.28e+005	99.653	1.71717	1.71485
58	0.0304	0.0010	0.1500	0.151	1.773928	1.28e+005	100.195	1.71485	1.70540
59	0.0304	0.1050	0.0000	0.0651	1.764807	1.28e+005	100.431	1.70540	1.70130
60	0.0304	0.0239	-9.0900	1.23	1.760850	1.28e+005	105.281	1.70130	1.62134
61	0.0304	0.0100	0.0000	0.0062	1.683847	1.28e+005	105.307	1.62134	1.62093
62	0.0304	0.0217	-3.0000	0.93	1.683450	1.28e+005	414.547	1.40171	0.68076
62	0.0304	0.0000	0.0000	0	0.738992	1.28e+005	287.929	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 8.0090 Расход 101.859070 P(нач.) 2.457447 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
65	0.0370	0.0000	0.0000	1.76	2.456868	3.57e+004	16.116	2.45471	2.45090
65	0.0370	0.0400	0.0000	0.0257	2.453063	3.57e+004	16.117	2.45090	2.45085
66	0.0370	0.0700	0.0000	0.045	2.453008	3.57e+004	16.117	2.45085	2.45075
67	0.0370	0.0115	-3.0000	2.17	2.452910	3.57e+004	414.547	2.18740	0.82791
68	0.0370	0.0200	0.0000	0.0129	0.675699	3.57e+004	58.977	0.66776	0.66765
69	0.0370	0.0800	0.0000	0.0514	0.675596	3.57e+004	59.014	0.66765	0.66724
70	0.0370	0.0800	-3.0000	0	0.675184	3.57e+004	59.023	0.66724	0.66713
71	0.0370	0.0200	0.0000	0.0129	0.675184	3.57e+004	59.023	0.66724	0.66713
72	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.675081	3.57e+004	60.045	0.66713	0.65569
73	0.0370	0.0500	0.0000	0.0321	0.663781	3.57e+004	60.070	0.65569	0.65543
74	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.663519	3.57e+004	60.373	0.65543	0.65211
75	0.0370	0.0136	-9.0140	0.0504	0.660243	3.57e+004	60.412	0.65211	0.65169
76	0.0370	0.4000	0.0000	0.257	0.659830	3.57e+004	60.609	0.65169	0.64955
77	0.0370	0.0453	-9.0140	0.0519	0.657718	3.57e+004	60.649	0.64955	0.64912
78	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.657290	3.57e+004	60.962	0.64912	0.64577
79	0.0370	0.1100	0.0000	0.0707	0.653982	3.57e+004	61.017	0.64577	0.64518
80	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.653396	3.57e+004	62.151	0.64518	0.63332
81	0.0370	0.1600	0.0000	0.103	0.641697	3.57e+004	62.237	0.63332	0.63244
82	0.0370	0.0340	-9.0350	0.121	0.640828	3.57e+004	62.338	0.63244	0.63141
83	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.639807	3.57e+004	62.678	0.63141	0.62796
84	0.0370	0.0500	0.0000	0.0321	0.636403	3.57e+004	62.705	0.62796	0.62768
85	0.0370	0.1000	0.0000	0.0643	0.636130	3.57e+004	62.760	0.62768	0.62712
86	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.635582	3.57e+004	63.998	0.62712	0.61491
87	0.0370	0.0241	-3.0000	1.07	0.623533	3.57e+004	179.858	0.57171	0.50153
87	0.0370	0.0000	0.0000	0	0.560727	3.57e+004	71.338	0.55110	0.55110

ВЕТЬ 8.0100 Расход 101.658124 P(нач.) 2.457447 P(кон.) 0.551100
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
88	0.0370	0.0000	0.0000	0.00157	2.457160	3.56e+004	16.058	2.45501	2.45501
88	0.0370	0.1000	0.0000	0.0643	2.457157	3.56e+004	16.059	2.45501	2.45487
89	0.0370	0.0700	0.0000	0.045	2.457018	3.56e+004	16.059	2.45487	2.45477
90	0.0370	0.0114	-3.0000	2.17	2.456922	3.56e+004	414.547	2.19104	0.82917
91	0.0370	1.0000	0.0000	0.643	0.710487	3.56e+004	56.315	0.70297	0.69804
92	0.0370	0.0240	-3.0000	1.08	0.705607	3.56e+004	152.137	0.66023	0.60218
93	0.0370	3.4800	0.0000	2.24	0.651989	3.56e+004	62.875	0.64378	0.62474
94	0.0370	0.0200	0.0000	0.0129	0.633199	3.56e+004	62.886	0.62474	0.62463
95	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.633089	3.56e+004	63.235	0.62463	0.62116
96	0.0370	0.0136	-9.0140	0.0504	0.629662	3.56e+004	63.279	0.62116	0.62072
97	0.0370	0.3500	0.0000	0.225	0.629229	3.56e+004	63.478	0.62072	0.61876
98	0.0370	0.0453	-9.0140	0.052	0.627294	3.56e+004	63.524	0.61876	0.61830
99	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.626846	3.56e+004	63.885	0.61830	0.61479
100	0.0370	0.1000	0.0000	0.0643	0.623382	3.56e+004	63.943	0.61479	0.61422
101	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.622825	3.56e+004	65.255	0.61422	0.60178
102	0.0370	0.1400	0.0000	0.09	0.610558	3.56e+004	65.342	0.60178	0.60097
103	0.0370	0.0340	-9.0350	0.121	0.609760	3.56e+004	65.459	0.60097	0.59988
104	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.608688	3.56e+004	65.854	0.59988	0.59625
105	0.0370	0.0500	0.0000	0.0321	0.605115	3.56e+004	65.886	0.59625	0.59596
106	0.0370	0.1000	0.0000	0.0643	0.604827	3.56e+004	65.950	0.59596	0.59538
107	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.604252	3.56e+004	67.395	0.59538	0.58251
108	0.0370	0.0266	-3.0000	0.804	0.591579	3.56e+004	143.064	0.55587	0.52269
108	0.0370	0.0000	0.0000	0	0.560689	3.56e+004	71.199	0.55110	0.55110

Таблица 2.23

Результати розрахунків елементів системи при працюючий другій секції

ВЕТЬ 1.0020 Расход 679.904865 P(нач.) 2.500000 P(кон.) 2.477337
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
1	0.0614	0.0000	0.0000	0	2.500000	1.44e+005	38.472	2.48748	2.48748
1	0.0614	0.1500	0.1000	0.143	2.500000	1.44e+005	38.472	2.48748	2.48568
2	0.0614	0.2430	-3.0000	0	2.498207	1.44e+005	38.480	2.48568	2.48517
3	0.0614	0.1400	0.0000	0.0399	2.498207	1.44e+005	38.480	2.48568	2.48517
4	0.0614	0.0484	-9.0900	1.22	2.497706	1.44e+005	38.721	2.48517	2.46965
5	0.0614	0.1000	0.0000	0.0285	2.482260	1.44e+005	38.727	2.46965	2.46929
6	0.0614	0.0000	0.1500	0.15	2.481899	1.44e+005	38.757	2.46929	2.46738
6	0.0614	0.0000	0.0000	0.21	2.480001	1.44e+005	38.799	2.46738	2.46470

ВЕТЬ 2.0030 Расход 150.133626 P(нач.) 2.477337 P(кон.) 0.753928
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
7	0.0370	0.0000	0.0000	0.0538	2.477688	5.26e+004	23.538	2.47303	2.47278
7	0.0370	0.0400	0.0000	0.0237	2.477437	5.26e+004	23.539	2.47278	2.47267
8	0.0370	0.0700	0.0000	0.0414	2.477327	5.26e+004	23.540	2.47267	2.47248
9	0.0370	0.0138	-3.0000	2.07	2.477134	5.26e+004	414.547	2.20128	0.84643
10	0.0370	0.0400	0.0000	0.0237	0.756713	5.26e+004	78.147	0.74116	0.74078
10	0.0370	0.0000	0.0000	0.153	0.756340	5.26e+004	78.405	0.74078	0.73831

ВЕТЬ 2.0080 Расход 529.771239 P(нач.) 2.477337 P(кон.) 2.434891
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
63	0.0484	0.0000	0.0000	1.2	2.477337	1.42e+005	49.241	2.45741	2.43307
63	0.0484	0.0010	0.1400	0.14	2.453199	1.42e+005	49.299	2.43307	2.43020
64	0.0484	1.4500	0.0000	0.534	2.450357	1.42e+005	49.520	2.43020	2.41927
64	0.0484	0.0000	0.0000	0.227	2.439521	1.42e+005	49.616	2.41927	2.41461

ВЕТВЬ 3.0040 Расход 50.508728 P(нач.) 0.753928 P(кон.) 0.551100
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
11	0.0218	0.0000	0.0000	0.0149	0.753928	3.01e+004	75.936	0.73928	0.73906
11	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.753707	3.01e+004	78.243	0.73906	0.71701
12	0.0218	0.1000	0.0000	0.115	0.732115	3.01e+004	78.438	0.71701	0.71521
13	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.730348	3.01e+004	80.996	0.71521	0.69235
14	0.0218	0.1000	0.0000	0.115	0.707989	3.01e+004	81.213	0.69235	0.69047
15	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	0.706156	3.01e+004	81.983	0.69047	0.68391
16	0.0218	0.0080	-9.0140	0.0521	0.699742	3.01e+004	82.084	0.68391	0.68305
17	0.0218	0.4500	0.0000	0.519	0.698904	3.01e+004	83.118	0.68305	0.67444
18	0.0218	0.0267	-9.0140	0.0543	0.690498	3.01e+004	83.229	0.67444	0.67353
19	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	0.689613	3.01e+004	84.059	0.67353	0.66679
20	0.0218	0.1200	0.0000	0.138	0.683030	3.01e+004	84.352	0.66679	0.66444
21	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.680743	3.01e+004	87.579	0.66444	0.63961
22	0.0218	0.1800	0.0000	0.208	0.656549	3.01e+004	88.079	0.63961	0.63593
23	0.0218	0.0200	-9.0350	0.125	0.652962	3.01e+004	88.383	0.63593	0.63370
24	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	0.650798	3.01e+004	89.385	0.63370	0.62649
25	0.0218	0.0500	0.0000	0.0577	0.643781	3.01e+004	89.532	0.62649	0.62545
26	0.0218	0.1000	0.0000	0.115	0.642766	3.01e+004	89.829	0.62545	0.62335
27	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.640729	3.01e+004	93.783	0.62335	0.59664
28	0.0218	0.0010	0.1000	0.101	0.614802	3.01e+004	94.083	0.59664	0.59471
29	0.0218	0.0166	-3.0000	0.644	0.612927	3.01e+004	185.657	0.55449	0.50673
29	0.0218	0.0000	0.0000	0	0.570768	3.01e+004	101.386	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 3.0050 Расход 99.624898 P(нач.) 0.753928 P(кон.) 0.678230
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
30	0.0304	0.0000	0.0000	1.42	0.753928	4.25e+004	79.417	0.73885	0.71639
30	0.0304	0.0800	0.0000	0.0607	0.731942	4.25e+004	79.524	0.71639	0.71541
31	0.0304	0.0010	0.8600	0.861	0.730984	4.25e+004	81.096	0.71541	0.70137
32	0.0304	0.0010	0.1900	0.191	0.717255	4.25e+004	81.458	0.70137	0.69822
33	0.0304	0.1330	-9.0250	0.128	0.714174	4.25e+004	81.704	0.69822	0.69609
34	0.0304	0.1000	0.0000	0.0759	0.712093	4.25e+004	81.850	0.69609	0.69482
35	0.0304	0.1197	-9.0450	0.156	0.710860	4.25e+004	82.153	0.69482	0.69223
36	0.0304	0.0500	0.0000	0.0379	0.708323	4.25e+004	82.228	0.69223	0.69159
37	0.0304	0.1197	-9.0450	0.156	0.707703	4.25e+004	82.535	0.69159	0.68898
38	0.0304	0.0700	0.0000	0.0531	0.705154	4.25e+004	82.641	0.68898	0.68809
39	0.0304	0.0243	-3.0000	0.532	0.704282	4.25e+004	137.821	0.66300	0.63807
40	0.0304	0.0400	0.0000	0.0304	0.680979	4.25e+004	85.639	0.66420	0.66367
41	0.0304	0.0010	0.1200	0.121	0.680461	4.25e+004	85.910	0.66367	0.66155
41	0.0304	0.0000	0.0000	0.0098	0.678398	4.25e+004	85.932	0.66155	0.66138

ВЕТВЬ 5.0060 Расход 16.668432 P(нач.) 0.678230 P(кон.) 0.551100
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
42	0.0140	0.0000	0.0000	1.21	0.678213	1.54e+004	68.653	0.66784	0.65478
42	0.0140	0.1100	0.0000	0.231	0.651163	1.54e+004	70.468	0.64034	0.63776
43	0.0140	0.0551	-9.0450	0.194	0.648626	1.54e+004	70.706	0.63776	0.63559
44	0.0140	0.1200	0.0000	0.252	0.646493	1.54e+004	71.020	0.63559	0.63275
45	0.0140	0.0551	-9.0450	0.194	0.643704	1.54e+004	71.264	0.63275	0.63056
46	0.0140	0.1800	0.0000	0.379	0.641554	1.54e+004	71.749	0.63056	0.62626
47	0.0140	0.0110	-9.0900	1.58	0.637332	1.54e+004	73.889	0.62626	0.60794
48	0.0140	0.0096	-3.0000	0.877	0.619342	1.54e+004	185.465	0.56337	0.50056
48	0.0140	0.0000	0.0000	0	0.563682	1.54e+004	81.417	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 5.0070 Расход 82.956466 P(нач.) 0.678230 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
49	0.0304	0.0000	0.0000	2.46e-007	0.678223	3.54e+004	71.151	0.66664	0.66664
49	0.0304	0.1300	0.0000	0.103	0.678223	3.54e+004	71.280	0.66664	0.66542
50	0.0304	0.0010	0.6500	0.651	0.677021	3.54e+004	72.120	0.66542	0.65759
51	0.0304	0.0372	-9.0070	0.0375	0.669338	3.54e+004	72.169	0.65759	0.65714
52	0.0304	0.0010	0.5500	0.551	0.668892	3.54e+004	72.905	0.65714	0.65044
53	0.0304	0.0700	0.0000	0.0552	0.662311	3.54e+004	72.980	0.65044	0.64976
54	0.0304	0.0239	-9.0900	1.4	0.661648	3.54e+004	74.967	0.64976	0.63236
55	0.0304	0.1900	0.0000	0.15	0.644574	3.54e+004	75.190	0.63236	0.63047
56	0.0304	0.0010	0.5500	0.551	0.642718	3.54e+004	76.025	0.63047	0.62346
57	0.0304	0.0600	0.0000	0.0473	0.635848	3.54e+004	76.099	0.62346	0.62285
58	0.0304	0.0010	0.1500	0.151	0.635254	3.54e+004	76.333	0.62285	0.62092
59	0.0304	0.1050	0.0000	0.0828	0.633357	3.54e+004	76.463	0.62092	0.61985
60	0.0304	0.0239	-9.0900	1.4	0.632313	3.54e+004	78.765	0.61985	0.60152
61	0.0304	0.0100	0.0000	0.00789	0.614365	3.54e+004	78.779	0.60152	0.60142
62	0.0304	0.0217	-3.0000	0.822	0.614263	3.54e+004	179.156	0.56094	0.50591
62	0.0304	0.0000	0.0000	0	0.565120	3.54e+004	85.874	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 8.0090 Расход 429.029805 P(нач.) 2.434891 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
65	0.0370	0.0000	0.0000	1.15	2.434692	1.50e+005	70.518	2.39540	2.34850
65	0.0370	0.0400	0.0000	0.0195	2.388580	1.50e+005	70.542	2.34850	2.34770
66	0.0370	0.0700	2.3000	2.33	2.387790	1.50e+005	73.597	2.34770	2.24927
67	0.0370	0.0370	-3.0000	0	2.291115	1.50e+005	73.611	2.24927	2.24885
68	0.0370	0.0200	0.0000	0.00975	2.291115	1.50e+005	73.611	2.24927	2.24885
69	0.0370	0.0800	0.0000	0.039	2.290702	1.50e+005	73.665	2.24885	2.24716

70	0.0370	0.0800	-3.0000	0	2.289050	1.50e+005	73.679	2.24716	2.24674
71	0.0370	0.0200	0.0000	0.00975	2.289050	1.50e+005	73.679	2.24716	2.24674
72	0.0370	0.0291	-9.0900	1.22	2.288636	1.50e+005	75.459	2.24674	2.19318
73	0.0370	0.0500	0.0000	0.0244	2.236107	1.50e+005	75.496	2.19318	2.19210
74	0.0370	0.0010	0.4000	0.4	2.235047	1.50e+005	76.108	2.19210	2.17426
75	0.0370	0.0136	-9.0140	0.0361	2.217560	1.50e+005	76.164	2.17426	2.17265
76	0.0370	0.4000	0.0000	0.195	2.215977	1.50e+005	76.469	2.17265	2.16390
77	0.0370	0.0453	-9.0140	0.0382	2.207400	1.50e+005	76.529	2.16390	2.16218
78	0.0370	0.0010	0.4000	0.4	2.205715	1.50e+005	77.168	2.16218	2.14407
79	0.0370	0.1100	0.0000	0.0536	2.187977	1.50e+005	77.255	2.14407	2.14163
80	0.0370	0.0291	-9.0900	1.22	2.185589	1.50e+005	79.321	2.14163	2.08518
81	0.0370	0.1600	0.0000	0.078	2.130335	1.50e+005	79.458	2.08518	2.08153
82	0.0370	0.0340	-9.0350	0.0864	2.126761	1.50e+005	79.612	2.08153	2.07747
83	0.0370	0.0010	0.4000	0.4	2.122793	1.50e+005	80.334	2.07747	2.05857
84	0.0370	0.0500	0.0000	0.0244	2.104303	1.50e+005	80.378	2.05857	2.05741
85	0.0370	0.1000	0.0000	0.0488	2.103172	1.50e+005	80.468	2.05741	2.05509
86	0.0370	0.0291	-9.0900	1.22	2.100907	1.50e+005	82.819	2.05509	1.99600
87	0.0370	0.0241	-3.0000	1.2	2.043181	1.50e+005	414.547	1.73910	0.78851
87	0.0370	0.0000	0.0000	0	0.725565	1.50e+005	279.146	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 8.0100 Расход 100.741433 P(нач.) 2.434891 P(кон.) 0.551100
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
88	0.0370	0.0000	0.0000	0.0733	2.434861	3.53e+004	16.060	2.43273	2.43257
88	0.0370	0.1000	0.0000	0.0644	2.434705	3.53e+004	16.061	2.43257	2.43244
89	0.0370	0.0700	0.0000	0.0451	2.434568	3.53e+004	16.061	2.43244	2.43234
90	0.0370	0.0114	-3.0000	2.17	2.434472	3.53e+004	414.547	2.17095	0.82169
91	0.0370	1.0000	0.0000	0.644	0.707827	3.53e+004	56.009	0.70042	0.69555
92	0.0370	0.0240	-3.0000	1.08	0.703008	3.53e+004	151.031	0.65832	0.60133
93	0.0370	3.4800	0.0000	2.24	0.650302	3.53e+004	62.440	0.64222	0.62345
94	0.0370	0.0200	0.0000	0.0129	0.631773	3.53e+004	62.451	0.62345	0.62334
95	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.631665	3.53e+004	62.793	0.62334	0.61992
96	0.0370	0.0136	-9.0140	0.0505	0.628293	3.53e+004	62.836	0.61992	0.61949
97	0.0370	0.3500	0.0000	0.225	0.627866	3.53e+004	63.031	0.61949	0.61756
98	0.0370	0.0453	-9.0140	0.0521	0.625959	3.53e+004	63.077	0.61756	0.61711
99	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.625517	3.53e+004	63.429	0.61711	0.61366
100	0.0370	0.1000	0.0000	0.0644	0.622110	3.53e+004	63.486	0.61366	0.61310
101	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.621560	3.53e+004	64.771	0.61310	0.60084
102	0.0370	0.1400	0.0000	0.0902	0.609478	3.53e+004	64.856	0.60084	0.60004
103	0.0370	0.0340	-9.0350	0.121	0.608692	3.53e+004	64.971	0.60004	0.59897
104	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.607636	3.53e+004	65.357	0.59897	0.59541
105	0.0370	0.0500	0.0000	0.0322	0.604122	3.53e+004	65.388	0.59541	0.59512
106	0.0370	0.1000	0.0000	0.0644	0.603839	3.53e+004	65.451	0.59512	0.59455
107	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.603272	3.53e+004	66.864	0.59455	0.58188
108	0.0370	0.0266	-3.0000	0.804	0.590796	3.53e+004	141.680	0.55572	0.52324
108	0.0370	0.0000	0.0000	0	0.560517	3.53e+004	70.563	0.55110	0.55110

Таблица 2.24

Результати розрахунків елементів системи при працюючий третій секції

ВЕТВЬ 1.0020 Расход 680.406792 P(нач.) 2.500000 P(кон.) 2.477303
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
1	0.0614	0.0000	0.0000	0	2.500000	1.44e+005	38.501	2.48746	2.48746
1	0.0614	0.1500	0.1000	0.143	2.500000	1.44e+005	38.501	2.48746	2.48566
2	0.0614	0.2430	-3.0000	0	2.498204	1.44e+005	38.509	2.48566	2.48515
3	0.0614	0.1400	0.0000	0.0399	2.498204	1.44e+005	38.509	2.48566	2.48515
4	0.0614	0.0484	-9.0900	1.22	2.497703	1.44e+005	38.751	2.48515	2.46960
5	0.0614	0.1000	0.0000	0.0285	2.482233	1.44e+005	38.756	2.46960	2.46924
6	0.0614	0.0000	0.1500	0.15	2.481873	1.44e+005	38.786	2.46924	2.46733
6	0.0614	0.0000	0.0000	0.21	2.479971	1.44e+005	38.828	2.46733	2.46465

ВЕТВЬ 2.0030 Расход 150.131851 P(нач.) 2.477303 P(кон.) 0.753924
 d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
7	0.0370	0.0000	0.0000	0.0539	2.477658	5.26e+004	23.538	2.47300	2.47275
7	0.0370	0.0400	0.0000	0.0237	2.477407	5.26e+004	23.539	2.47275	2.47264
8	0.0370	0.0700	0.0000	0.0414	2.477297	5.26e+004	23.540	2.47264	2.47245
9	0.0370	0.0138	-3.0000	2.07	2.477104	5.26e+004	414.547	2.20125	0.84642
10	0.0370	0.0400	0.0000	0.0237	0.756709	5.26e+004	78.147	0.74115	0.74077
10	0.0370	0.0000	0.0000	0.153	0.756335	5.26e+004	78.404	0.74077	0.73831

ВЕТВЬ 2.0080 Расход 530.274941 P(нач.) 2.477303 P(кон.) 2.439162
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
63	0.0484	0.0000	0.0000	1.2	2.477303	1.42e+005	49.290	2.45733	2.43295
63	0.0484	0.0010	0.1400	0.14	2.453121	1.42e+005	49.348	2.43295	2.43008
64	0.0484	1.4500	0.0000	0.533	2.450273	1.42e+005	49.570	2.43008	2.41913
64	0.0484	0.0000	0.0000	0.0126	2.439418	1.42e+005	49.575	2.41913	2.41887

ВЕТВЬ 3.0040 Расход 50.508127 P(нач.) 0.753924 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
11	0.0218	0.0000	0.0000	0.0149	0.753924	3.01e+004	75.935	0.73928	0.73905
11	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.753703	3.01e+004	78.242	0.73905	0.71701
12	0.0218	0.1000	0.0000	0.115	0.732111	3.01e+004	78.438	0.71701	0.71520
13	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.730344	3.01e+004	80.995	0.71520	0.69234
14	0.0218	0.1000	0.0000	0.115	0.707985	3.01e+004	81.212	0.69234	0.69047
15	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	0.706153	3.01e+004	81.982	0.69047	0.68390
16	0.0218	0.0080	-9.0140	0.0521	0.699738	3.01e+004	82.084	0.68390	0.68305
17	0.0218	0.4500	0.0000	0.519	0.698901	3.01e+004	83.118	0.68305	0.67444
18	0.0218	0.0267	-9.0140	0.0543	0.690495	3.01e+004	83.228	0.67444	0.67353
19	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	0.689610	3.01e+004	84.059	0.67353	0.66678
20	0.0218	0.1200	0.0000	0.138	0.683027	3.01e+004	84.351	0.66678	0.66444
21	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.680740	3.01e+004	87.578	0.66444	0.63961
22	0.0218	0.1800	0.0000	0.208	0.656546	3.01e+004	88.078	0.63961	0.63593
23	0.0218	0.0200	-9.0350	0.125	0.652960	3.01e+004	88.382	0.63593	0.63370
24	0.0218	0.0010	0.4000	0.401	0.650796	3.01e+004	89.385	0.63370	0.62649
25	0.0218	0.0500	0.0000	0.0577	0.643779	3.01e+004	89.532	0.62649	0.62544
26	0.0218	0.1000	0.0000	0.115	0.642764	3.01e+004	89.828	0.62544	0.62335
27	0.0218	0.0172	-9.0900	1.43	0.640727	3.01e+004	93.782	0.62335	0.59664
28	0.0218	0.0010	0.1000	0.101	0.614801	3.01e+004	94.082	0.59664	0.59471
29	0.0218	0.0166	-3.0000	0.644	0.612925	3.01e+004	185.655	0.55449	0.50673
29	0.0218	0.0000	0.0000	0	0.570768	3.01e+004	101.385	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 3.0050 Расход 99.623724 P(нач.) 0.753924 P(кон.) 0.678227
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
30	0.0304	0.0000	0.0000	1.42	0.753924	4.25e+004	79.416	0.73885	0.71639
30	0.0304	0.0800	0.0000	0.0607	0.731938	4.25e+004	79.523	0.71639	0.71541
31	0.0304	0.0010	0.8600	0.861	0.730980	4.25e+004	81.096	0.71541	0.70137
32	0.0304	0.0010	0.1900	0.191	0.717251	4.25e+004	81.457	0.70137	0.69821
33	0.0304	0.1330	-9.0250	0.128	0.714170	4.25e+004	81.703	0.69821	0.69608
34	0.0304	0.1000	0.0000	0.0759	0.712090	4.25e+004	81.850	0.69608	0.69482
35	0.0304	0.1197	-9.0450	0.156	0.710856	4.25e+004	82.153	0.69482	0.69222
36	0.0304	0.0500	0.0000	0.0379	0.708320	4.25e+004	82.227	0.69222	0.69159
37	0.0304	0.1197	-9.0450	0.156	0.707700	4.25e+004	82.535	0.69159	0.68898
38	0.0304	0.0700	0.0000	0.0531	0.705151	4.25e+004	82.640	0.68898	0.68809
39	0.0304	0.0243	-3.0000	0.532	0.704278	4.25e+004	137.820	0.66300	0.63807
40	0.0304	0.0400	0.0000	0.0304	0.680976	4.25e+004	85.639	0.66420	0.66367
41	0.0304	0.0010	0.1200	0.121	0.680459	4.25e+004	85.909	0.66367	0.66155
41	0.0304	0.0000	0.0000	0.0098	0.678395	4.25e+004	85.931	0.66155	0.66138

ВЕТВЬ 5.0060 Расход 16.668231 P(нач.) 0.678227 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
42	0.0140	0.0000	0.0000	1.21	0.678210	1.54e+004	68.652	0.66783	0.65478
42	0.0140	0.1100	0.0000	0.231	0.651160	1.54e+004	70.467	0.64034	0.63776
43	0.0140	0.0551	-9.0450	0.194	0.648624	1.54e+004	70.706	0.63776	0.63559
44	0.0140	0.1200	0.0000	0.252	0.646491	1.54e+004	71.020	0.63559	0.63275
45	0.0140	0.0551	-9.0450	0.194	0.643702	1.54e+004	71.264	0.63275	0.63056
46	0.0140	0.1800	0.0000	0.379	0.641552	1.54e+004	71.748	0.63056	0.62626
47	0.0140	0.0110	-9.0900	1.58	0.637329	1.54e+004	73.888	0.62626	0.60794
48	0.0140	0.0096	-3.0000	0.877	0.619340	1.54e+004	185.463	0.56337	0.50057
48	0.0140	0.0000	0.0000	0	0.563681	1.54e+004	81.416	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 5.0070 Расход 82.955493 P(нач.) 0.678227 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
49	0.0304	0.0000	0.0000	2.46e-007	0.678220	3.54e+004	71.150	0.66664	0.66664
49	0.0304	0.1300	0.0000	0.103	0.678220	3.54e+004	71.280	0.66664	0.66541
50	0.0304	0.0010	0.6500	0.651	0.677018	3.54e+004	72.119	0.66541	0.65759
51	0.0304	0.0372	-9.0070	0.0375	0.669335	3.54e+004	72.168	0.65759	0.65714
52	0.0304	0.0010	0.5500	0.551	0.668890	3.54e+004	72.905	0.65714	0.65044
53	0.0304	0.0700	0.0000	0.0552	0.662309	3.54e+004	72.980	0.65044	0.64976
54	0.0304	0.0239	-9.0900	1.4	0.661645	3.54e+004	74.966	0.64976	0.63236
55	0.0304	0.1900	0.0000	0.15	0.644571	3.54e+004	75.189	0.63236	0.63047
56	0.0304	0.0010	0.5500	0.551	0.642716	3.54e+004	76.025	0.63047	0.62346
57	0.0304	0.0600	0.0000	0.0473	0.635846	3.54e+004	76.098	0.62346	0.62285
58	0.0304	0.0010	0.1500	0.151	0.635252	3.54e+004	76.332	0.62285	0.62092
59	0.0304	0.1050	0.0000	0.0828	0.633355	3.54e+004	76.462	0.62092	0.61985
60	0.0304	0.0239	-9.0900	1.4	0.632311	3.54e+004	78.764	0.61985	0.60152
61	0.0304	0.0100	0.0000	0.00789	0.614364	3.54e+004	78.778	0.60152	0.60142
62	0.0304	0.0217	-3.0000	0.822	0.614261	3.54e+004	179.153	0.56094	0.50591
62	0.0304	0.0000	0.0000	0	0.565120	3.54e+004	85.873	0.55110	0.55110

ВЕТВЬ 8.0090 Расход 100.464534 P(нач.) 2.439162 P(кон.) 0.551100
 dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(н°С)= 240.00000 T(н°К)= 513.15000
 dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°С)= 240.00000 T(к°К)= 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	Р(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм.)	Р(ст.к) (атм.)
65	0.0370	0.0000	0.0000	2.5	2.439157	3.52e+004	16.021	2.43704	2.43173
65	0.0370	0.0400	0.0000	0.0258	2.419033	3.52e+004	16.120	2.41690	2.41685
66	0.0370	0.0700	0.0000	0.0451	2.418978	3.52e+004	16.120	2.41685	2.41675
67	0.0370	0.0115	-3.0000	2.17	2.418882	3.52e+004	414.547	2.15694	0.81657
68	0.0370	0.0200	0.0000	0.0129	0.672390	3.52e+004	58.447	0.66463	0.66453
69	0.0370	0.0800	0.0000	0.0516	0.672289	3.52e+004	58.483	0.66453	0.66412
70	0.0370	0.0800	-3.0000	0	0.671886	3.52e+004	58.492	0.66412	0.66402
71	0.0370	0.0200	0.0000	0.0129	0.671886	3.52e+004	58.492	0.66412	0.66402
72	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.671785	3.52e+004	59.488	0.66402	0.65282
73	0.0370	0.0500	0.0000	0.0322	0.660720	3.52e+004	59.512	0.65282	0.65256
74	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.660464	3.52e+004	59.807	0.65256	0.64932
75	0.0370	0.0136	-9.0140	0.0505	0.657263	3.52e+004	59.844	0.64932	0.64891
76	0.0370	0.4000	0.0000	0.258	0.656859	3.52e+004	60.037	0.64891	0.64681
77	0.0370	0.0453	-9.0140	0.0521	0.654789	3.52e+004	60.076	0.64681	0.64639
78	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.654371	3.52e+004	60.379	0.64639	0.64312
79	0.0370	0.1100	0.0000	0.0709	0.651139	3.52e+004	60.433	0.64312	0.64254
80	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.650566	3.52e+004	61.536	0.64254	0.63094
81	0.0370	0.1600	0.0000	0.103	0.639118	3.52e+004	61.620	0.63094	0.63008
82	0.0370	0.0340	-9.0350	0.121	0.638267	3.52e+004	61.718	0.63008	0.62907
83	0.0370	0.0010	0.4000	0.401	0.637267	3.52e+004	62.048	0.62907	0.62570
84	0.0370	0.0500	0.0000	0.0322	0.633945	3.52e+004	62.074	0.62570	0.62543
85	0.0370	0.1000	0.0000	0.0645	0.633677	3.52e+004	62.128	0.62543	0.62488
86	0.0370	0.0291	-9.0900	1.4	0.633140	3.52e+004	63.329	0.62488	0.61294
87	0.0370	0.0241	-3.0000	1.07	0.621356	3.52e+004	177.031	0.57087	0.50307
87	0.0370	0.0000	0.0000	0	0.560465	3.52e+004	70.371	0.55110	0.55110

ВЕТЬ 8.0100 Расход 429.810406 P(нач.) 2.439162 P(кон.) 0.551100
 d1(н) = 0.0000 di(н) = 0.0000 dl(н) = 0.0000 T(н°С) = 240.00000 T(н°К) = 513.15000
 d1(к) = 0.0000 di(к) = 0.0000 dl(к) = 0.0000 T(к°С) = 240.00000 T(к°К) = 513.15000

ЭЛЕМ # с0	ДИАМЕТР (м.)	ДЛИНА (м.)	ПРИЗНАК элемента	ДЗЕТА	P(полн) (атм.)	ЧИСЛО Re	СКОРОСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм.)	P(ст.к) (атм.)
88	0.0370	0.0000	0.0000	6.64e-007	2.438879	1.51e+005	69.157	2.39951	2.39951
88	0.0370	0.1000	0.0000	0.0487	2.438879	1.51e+005	69.213	2.39951	2.39754
89	0.0370	0.0700	2.3000	2.33	2.436940	1.51e+005	72.089	2.39754	2.30100
90	0.0370	0.0370	-3.0000	0	2.342058	1.51e+005	72.737	2.30100	2.28029
91	0.0370	1.0000	0.0000	0.487	2.342058	1.51e+005	72.737	2.30100	2.28029
92	0.0370	0.0240	-3.0000	1.21	2.321723	1.51e+005	235.710	2.06075	1.59047
93	0.0370	3.4800	0.0000	1.7	1.930725	1.51e+005	92.423	1.88046	1.78890
94	0.0370	0.0200	0.0000	0.00975	1.841747	1.51e+005	92.451	1.78890	1.78835
95	0.0370	0.0010	0.4000	0.4	1.841222	1.51e+005	93.603	1.78835	1.76597
96	0.0370	0.0136	-9.0140	0.0361	1.819508	1.51e+005	93.709	1.76597	1.76393
97	0.0370	0.3500	0.0000	0.171	1.817538	1.51e+005	94.216	1.76393	1.75429
98	0.0370	0.0453	-9.0140	0.0382	1.808188	1.51e+005	94.330	1.75429	1.75212
99	0.0370	0.0010	0.4000	0.4	1.806086	1.51e+005	95.558	1.75212	1.72921
100	0.0370	0.1000	0.0000	0.0487	1.783897	1.51e+005	95.711	1.72921	1.72640
101	0.0370	0.0291	-9.0900	1.22	1.781176	1.51e+005	99.817	1.72640	1.65408
102	0.0370	0.1400	0.0000	0.0682	1.711258	1.51e+005	100.063	1.65408	1.64994
103	0.0370	0.0340	-9.0350	0.0864	1.707265	1.51e+005	100.376	1.64994	1.64469
104	0.0370	0.0010	0.4000	0.4	1.702194	1.51e+005	101.871	1.64469	1.62008
105	0.0370	0.0500	0.0000	0.0244	1.678463	1.51e+005	101.964	1.62008	1.61857
106	0.0370	0.1000	0.0000	0.0487	1.677007	1.51e+005	102.151	1.61857	1.61554
107	0.0370	0.0291	-9.0900	1.22	1.674090	1.51e+005	107.237	1.61554	1.53732
108	0.0370	0.0266	-3.0000	0.914	1.598868	1.51e+005	414.547	1.32929	0.64843
108	0.0370	0.0000	0.0000	0	0.726215	1.51e+005	279.583	0.55110	0.55110

ВИСНОВОК

З виконаного теплового розрахунку ПКС ми можемо зробити наступні висновки:

- оптимальна кількість секцій ПКС для літака прототипу буде дорівнювати 3;
- оптимальні витрати для теплового ножа та працюючої секції при $T_{\text{нв}} = -30^{\circ}\text{C}$ становлять 0,041 кг/с на ніж та 0.14 кг/с для першої секції, 027 кг/с на ніж та 0.1 кг/с для другої та третьої секцій;
- час нагріву секції 110с, охолодження секції 215с;
- при застосуванні циклічної ПКС необхідні витрати повітря становлять 0,23 кг/с на одну з консолей крила, це у порівнянні з постійним обігрівом (який буде 0,4 кг/с) істотно збільшує льотно-технічні характеристики двигуна та покращує безпеку польоту.

З виконаного гідравлічного розрахунку робимо такі висновки:

- для забезпечення необхідних витрат повітря на тепловий ніж в циклічних клапана повинні бути отвори з гідравлічним діаметром 13,76 мм для 1-ї секції та 11,46 мм для 2-ї та 3-ї секцій;
- гідравлічні діаметри шайб на кінцях трубопроводів, що застосовуються для подальшого калібрування розподільчих труб, повинні бути 16,6 мм для першої секції в предкрилку, 14,4 мм для носка, що не відхиляється, 21,7 мм для носка, що відхиляється, 24,1 мм для 2-ї секції та 26,6 для 3-ї секції.

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА ПРАЦІ

3.1. Загальні положення

Охорона праці — це система законодавчих актів, яка складається з організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних, соціально-економічних та лікувально-профілактичних заходів і засобів, які забезпечують збереження здоров'я і працездатності людини в процесі праці.

Створення безпечних і здорових умов праці є однією з важливих державних справ. Поліпшення умов праці шляхом підвищення безпеки і нешкідливості має вагомое соціальне та економічне значення, яке безпосередньо впливає на підвищення продуктивності праці та покращення якості продукції, яка випускається.

Продуктивність праці підвищується завдяки збереженню здоров'я і працездатності людини, економії живої праці шляхом підвищення рівня використання робочого часу, економії суспільної праці шляхом підвищення якості продукції, продовження періоду активної трудової діяльності, зменшення числа, на виробництві, аварій та нещасних випадків.

Дотримання норм і правил охорони праці є однією з важливих характеристик стану трудової та виробничої дисципліни.

Тема дипломного проекту «Розробка та дослідження протикригової системи середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 40 тонн».

3.2. Законодавчі і нормативно-правові акти охорони праці

Інформаційною та нормативно-правовою базою, яка регламентує порядок функціонування охорони праці, служать державні стандарти, положення, інструкції, стандарти підприємств (СТП) і інші нормативно-правові акти за

допомогою яких можна отримати необхідну і достатню інформацію для ухвалення рішень.

Порядок функціонування охорони праці в авіаційній галузі регламентуються наступними законодавчими і нормативно-правовими актами:

- ГОСТ 2293 – 93 «Охорона праці. Терміни і визначення»;
- Правила пристрою електроустановок (ПУЭ - 86);
- Правила технічної експлуатації електроустановок споживачів і правила технічної безпеки при експлуатації електроустановок споживачів;
- ГОСТ 12.1.019 - 79. ССБТ «Електробезпека. Загальні вимоги і номенклатура видів захисту»;
- ГОСТ 12.1.004 - 91. ССБТ «Пожежна безпека. Загальні вимоги»;
- ГОСТ 12.1.010 - 76. ССБТ «Вибухобезпечність. Загальні вимоги»;
- ГОСТ 12.1.044 - 89 ССБТ «Пожежна безпека речовин і матеріалів. Номенклатура показників і методи їх визначення»;
- ОСТ 54 71004 - 85. ССБТ «Літаки і вертольоти цивільної авіації. Технічне обслуговування систем автоматики, електро -, радіо - і приладового устаткування. Загальні вимоги безпеки» [13].

3.3. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори при відпрацюванні, перевірці та прийманні протикригової системи літака

Розділ розроблено у відповідності з ГОСТ 12003-74 і правилами безпеки праці при технічному обслуговуванні та поточному ремонті авіаційної техніки ДНАОП 5.1.30-1.06-98.

Заходи безпеки при технічному обслуговуванні і ремонті ЛА регламентуються: державними та галузевими стандартами; системами стандартів безпеки праці; порадами по здійсненню польотів, технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки; регламентами технічного обслуговування; технологією ремонту, посібниками і інструкціями з безпеки праці і т.д [13].

Внаслідок того, що ряд технологічних процесів є загальними для багатьох технологій, класифікація шкідливих і небезпечних факторів при експлуатації ЛА практично придатна для ремонтних процесів ЛА. Шкідливими та небезпечними факторами є:

- рухомі самохідні або такі, що переміщуються вручну машини, механізми, контролюючі пристрої, пристрої для забезпечення виробництва, а також – їх рухомі незахищені частини;

- виступаючі частини планера ПС і його обладнання;

- рухомі частини планера і висотної системи ПС, що мають шарнірну підвіску;

- повітряні атмосферні потоки (вітер);

- частини планера ПС, що розлітаються при випробовуванні фюзеляжу на герметичність;

- вироби авіаційної техніки, інструменти, пристрої і матеріали, що падають з висоти;

- підвищена температура поверхонь агрегатів і трубопроводів висотного обладнання при перевірці герметичності їх з'єднань при працюючій силовій установці;

- понижена температура поверхонь планера і висотної системи в умовах від'ємних температур навколишнього середовища;

- небезпечний рівень напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може пройти через тіло людини;

- відсутність або недостатність освітлення в службових, технічних, багажних відсіках та інших об'ємах планера [13].

3.4. Інженерно - організаційні рішення по запобіганню можливих впливів небезпечних та шкідливих виробничих факторів на виробничий персонал

Безпека праці забезпечується вимогами нормативно-технічної документації, правилами та інструкціями. Об виключити випадки травмування в процесі праці повинно бути правильно організоване робоче місце (ГОСТ 12.2.061-81), а обладнання, яке використовується повинно відповідати вимогам безпеки (ГОСТ 12.2.003-74) і загальним ергономічним вимогам (ГОСТ 12.2.049-80).

Загальні заходи, які спрямовані на зниження травматизму на виробництві:

- раціональне облаштування основних і допоміжних виробничих будівель;
- раціональне облаштування машин, станків, приборів, інструментів і обладнання, їх розміщення і утримання в працездатному стані;
- раціональна організація робочих місць;
- механізація та автоматизація етапів виробництва;
- захист працюючих;
- організаційно-масові заходи.

При виконанні робіт по обслуговуванню слід дотримуватись наступних заходів безпеки. Для попередження працюючих про можливу небезпеку, про необхідність застосування відповідних мір захисту, а також для дозволу чи заборони дій персоналу слугують знаки безпеки. Вони виконуються у відповідності з вимогами ГОСТ 12.4.026-76

Роботи по технічному обслуговуванні агрегатів системи, розміщених високо, повинні виконуватись із застосування стрем'янок, трапів, приставних, розсувних і телескопічних драбин, а також пристроїв, що отримують від падіння.

Стрем'янки, які використовуються при технічному обслуговуванні системи повинні мати висоту огороження площадок 1 метр, за винятком стрем'янок, використання яких з огорожею висотою 1 метр неможливе при виконанні окремих видів робіт. При застосуванні стрем'янок з огорожею менше 1 метра повинні бути прийняті міри по страховці, що виключають падіння робітників [13].

Технічне обслуговування планера і висотної системи для попередження опіку чи обмороження при дотиканні до поверхонь, що мають відповідно завищену і занижену температури виконується в спецодязі, який виключає дотикання до поверхонь відкритими ділянками тіла.

3.5. Визначення необхідної кількості пристроїв заземлення, довжини сполучної смуги й розмірів контуру заземлення на стоянці для захисту від ураження електричним струмом при замиканні.

Для заземлення електроустаткування використовуються сталеві сполучні смуги, що приварюються до сталевих стрижнів діаметром $d = 38...50\text{мм}$ і довжиною $l = 2...3\text{м}$ або до сталевих куточків $50 \times 50 \times 5\text{мм}$. Ці смуги забиваються горизонтально в землю на глибину $h = 0.5...0.8\text{м}$ від верхньої поверхні стрижня або куточка до поверхні землі.

Вихідні дані для розрахунку:

- опір контуру $r_3 \leq 100\text{Ом}$;
- коефіцієнт збільшення питомого опору $k_c = 1.6$;
- пристрій заземлення – сталевий кутик: довжина $l = 2\text{м}$;
- глибина закладення $H_{\text{заглиб}} = 2,5\text{м}$ (грунт – пісок);
- полка $b = 40\text{мм}$;
- відстань між кутиками $a = 2.0\text{ м}$ (відношення $a/l = 1$);

Розрахунок:

Кутики з'єднанні сталевією половою 40x4 мм за допомогою зварки.

Опір одиничного заземлювача з сталевий кутика розраховуємо приймаючи

$$d = 0.95b, \quad \rho = 7 \cdot 10^2 \text{Ом} \cdot \text{м}.$$

$$R_{\text{ст}} = 0.366 \frac{\rho}{l} \left(\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{4h+l}{4h-l} \right) = 0.366 \cdot \frac{7 \cdot 10^2}{2} \cdot \left(\lg \frac{2 \cdot 2}{0.95 \cdot 0.04} + \frac{1}{2} \cdot \lg \frac{4 \cdot 2.5 + 2}{4 \cdot 2.5 - 2} \right) =$$

$$128.5 \left(\lg 105 + \frac{1}{2} \lg 1.5 \right) = 128.5 \left(2.02 + \frac{1}{2} \cdot 0.18 \right) = 128.5 \cdot 2.11 = 2700 \text{Ом}.$$

Орієнтовано прийняв кількість забитих кутиків $n = 3$ шт., знаходимо довжину з'єднання полос $l = na = 3 \cdot 2.0 = 6 \text{ м}$

Глибина закладень полос $H_{пол} = 1.5$ м.

Знаходимо опір розтікання току в землі від стальної полоси

$$R_{пол} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} \lg \frac{2l_1^2}{bh_0} = 0.366 \cdot \frac{7 \cdot 10^2}{6} \cdot \lg \frac{2 \cdot 6^2}{0.04 \cdot 1.5} = 42.7 \cdot 3.43 = 147 \text{ Ом},$$

Коефіцієнт $\eta_{пол}$ і $\eta_{кут}$ для відношення $a/l=1$ при $n=3$ вибираємо наступні $\eta_{пол} = 0.5$ а для $\eta_{кут} = 0.75$.

Опір контуру заземлюючого пристрою визначаємо наступним чином

$$r_{кз} = \frac{R_{см} R_{пол}}{R_{см} \eta_{пол} + n R_{пол} \eta_{см}} = \frac{270 \cdot 147}{270 \cdot 0.5 + 3 \cdot 147 \cdot 0.75} = 87.5 \text{ Ом}.$$

Отримане значення опору контурного заземлюючого пристрою менше нормованого ($r_{кз}^* < 100 \text{ Ом}$), тому приймаємо кількість заземлюючих пристроїв 3, а довжину з'єднання полос 6м [13].

3.6. Пожежна і вибухова безпека при відпрацюванні, перевірці і прийманні протикригової системи літака

Загальні положення пожежної безпеки визначені в ГОСТ 12.1.004-91, загальні положення вибухової безпеки визначені в ГОСТ 12.1.010-76.

Для запобігання пожеж і вибухів необхідно виключити можливість виникнення горючого чи вибухонебезпечного середовища, виникнення чи внесення в них джерел запалення, підвищення температури і тиску горючого середовища вище максимально допустимих значень по горючості. Запобігання виникненню вибухонебезпечного середовища всередині виробничого обладнання (апаратури) забезпечується за рахунок застосування герметичних виробничих пристроїв, підтримання складу середовища поза областю спалахування, використання інгібіруючих і флегматизуючих добавок.

Необхідну кількість протипожежних засобів визначають за методикою ІСАО.

Серед первинних засобів пожежогасіння особливе місце займають вогнегасники.

Вогнегасник — технічний засіб, який застосовується для припинення горіння за рахунок подавання вогнегасної речовини, що міститься в ньому, під дією надмірного тиску [13].

Залежно від речовини, вогнегасники поділяються на:

- повітряно-пінні;
- вуглекислотні;
- водні;
- порошкові;
- аерозольні.

За способом спрацьовування вогнегасники розрізняють:

- автоматичні вогнегасники;
- ручні;
- комбінованої дії;

За об'ємом корпусу:

- ручні малолітражні об'ємом корпусу до 5 л;
- промислові ручні об'ємом корпусу від 5 до 10 л;
- стаціонарні й пересувні у яких об'єм корпусу понад 10 л(зазвичай на візку).

За способом подачі:

- під тиском газів, які утворилися внаслідок хімічної реакції складників заряду;
- під тиском газів, які подаються зі спеціального балончика, який розташований в корпусі вогнегасника;
- під тиском газів, що закачані у корпус вогнегасника;
- під власним тиском.

За видом пускових пристосувань:

- з вентильним затвором;
- з пуском від постійного джерела тиску;
- із запірно-пусковим обладнанням пістолетного типу.

Вогнегасники позначають написами, які визначають вид вогнегасника, а також цифрами, які свідчать про його місткість.

Вибір типу і розрахунок необхідної кількості вогнегасників проводиться на підставі рекомендацій, наведених в ОНТП 24-86 в залежності від їх вогнегасної здатності, граничної площі, класу пожежі у приміщенні чи об'єкта, що потребує захисту.

Громадські будівлі та споруди промислових підприємств повинні мати на кожному поверсі не менше двох ручних вогнегасників.

При захисті приміщень, в яких знаходяться електронно-обчислювальні машини, копіювальна та інша оргтехніка, а також телефонних станцій, архівів тощо, необхідно враховувати специфіку вогнегасних речовин у вогнегасниках, що можуть призвести під час гасіння пожежі до псування обладнання.

В приміщеннях не рекомендується користуватися вуглекислотними вогнегасниками з урахуванням гранично допустимої концентрації вогнегасної речовини [13].

3.7. Основні правила техніки безпеки при відпрацюванні, перевірці системи

Під час проведення робіт пов'язаних з відпрацюванням і перевіркою ПКС повинні бути виконані наступні вимоги безпеки:

1. До робіт по відпрацюванню та перевірці ПКС допускаються працівники:
 - які вивчили будову системи, принципові схеми і монтажні схеми пневматичної та електричної систем;

- які здали залік по технічній документації і отримали дозвіл на виконання робіт по перевірці та відпрацюванні системи;

- які пройшли інструктаж по техніці безпеки.

2. Перед початком роботи літак необхідно заземлити, перевірити наявність засобів пожежогасіння на стоянці, надійність установки упорних колодок під колесами, переконатись у правильності розміщення засобів обслуговування і у відсутності по сторонніх предметів поблизу літака [13].

3.8. Вимоги безпеки під час роботи та виконавши роботу

Працівник зобов'язаний застосовувати справне устаткування, пристосування, інструмент, матеріали, зазначені у відповідній технологічній документації, і відповідно до вимог і інструкцій з охорони праці.

Роботи з електроінструментом і на діючих електроустановках (стенди, верстати і т.д.) виконувати тільки при наявності справного заземлення, а при необхідності із застосуванням засобів захисту. працівники, як виконують ці роботи повинні мати кваліфікаційну групу по електробезпеці.

Виконання робіт з спеціальними рідинами, легкозаймистими рідинами (ЛЗР), лакофарбових матеріалів (ЛФМ) виконувати тільки в спеціально призначених для цього приміщеннях, обладнаних вентиляцією з обов'язковим застосуванням засобів індивідуального захисту. Переносити, перевозити, зберігати спеціальні рідини, ЛЗР, ЛФМ тільки в спеціальних ємностях, що мають маркування про вміст речовини. Роботи із застосуванням транспортних засобів (електрокари, навантажувачі), вантажопідйомних механізмів, посудин, що працюють під тиском, котлів, ковальсько-пресового устаткування, в електроустановках виконувати згідно відповідних вимог та інструкцій з охорони праці [13].

При підході до літаків перевірити наявність і справність заземлення, на літаку, всередині літака або поблизу нього працівники зобов'язані виконувати наступні вимоги:

Підніматися в літак і виходити з нього тільки за встановленими і зафіксованими на аутригери або упори, трапах, драбинах і при непрацюючих двигунах. Не допускається використання для підйому і спуску підставки, бочки і інші, не призначені для цього предмети, зістрибувати з дверних прорізів і люків літаків, а також з конструкції літаків і двигунів.

На високо розташованих частинах літаків (фюзеляжі, крилі, стабілізаторі) працівник зобов'язаний виконувати технологічний процес тільки з використанням страхуючих пристроїв (троси, пояси тощо) що запобігають від падіння. Виконувати роботи з обслуговування та ремонту літаків на доках, порталах, майданчиках дозволяється тільки при наявності огорожень і забезпеченні зазору між конструкцією літаків і доків, порталів, майданчиків не більше 100 мм.

Всі роботи всередині літаків повинні виконуватися тільки при наявності спеціального обладнання, встановлених трапах або драбин у вхідних дверей, люків, відповідних по висоті рівнем підлоги вхідних дверей, люків. Використання будь-яких підставок не допускається. На всіх отворах (вхідні двері, аварійні виходи, багажні люки) повинні бути встановлені страхуючі огорожі [13].

Роботи всередині літаків повинні проводитися із застосуванням освітлювальних пристроїв напругою не вище 42 В, мають захисний екран, справний ізолюваний кабель і штепсельної вилки.

Після закінчення робочої зміни працівники зобов'язані очистити засоби індивідуального захисту. Знімати захисні засоби після роботи необхідно послідовно: не знімаючи з рук, вимити гумові рукавички в 3-5-процентному розчині кальцинованої соди або вапняному молоці, промити їх у воді, зняти чоботи, комбінезон, захисні окуляри, респіратор, потім знову промити рукавички в знешкоджувальному розчині, в воді і зняти їх.

Гумові лицьові частини респіраторів, гофровані трубки і захисні окуляри після кожного використання по лінії обтюраторів необхідно промити мильно-содовим розчином, потім проточною водою і просушити при кімнатній температурі. Лицьові частини респіраторів слід дезінфікувати ватним тампоном, змоченим в спирті або 0,5-процентному розчині марганцево-кислого калію [13].

Спецодяг щодня після роботи необхідно очищати від пилу шляхом струшування, вибивання або очищення за допомогою пилососа. Пил, зібрана під час очищення спецодягу, підлягає пакуванню як відходи від перепакування непридатних пестицидів. Звільнену від пилу спецодяг слід вивішувати для провітрювання і просушування під навісом або на відкритому повітрі на 8-12 годин.

Прання спецодягу слід проводити в міру її забруднення, але не рідше ніж через 6 робочих змін. Прання спецодягу проводиться в централізованому порядку в пральнях, що мають відповідні умови для прання та сушіння спецодягу та знешкодження стічних вод відповідно до вимог, встановлених санітарними нормами і правилами [13].

Закінчивши роботу при обслуговуванні системи потрібно прибрати робоче місце. Перевірити наявність усіх інструментів та покласти їх на своє місце, для того щоб уникнути попадання залишених інструментів до важливих систем літака під час експлуатації та уникнення небезпечних аварійних ситуацій а також великого грошового збитку.

3.9. Загальні вимоги до переносних сходів і драбин

1. Загальна довжина (висота) приставних сходів повинна забезпечувати працівнику можливість працювати стоячи на сходинці, що знаходиться на відстані не менше 1м від верхнього кінця драбини. Довжина драбини не повинна перевищувати 5 м.

2. Нижні кінці приставних драбин повинні мати упори у вигляді гострих сталевих наконечників, якщо вони встановлюються на ґрунті, або гумових черевиків, якщо вони встановлюються на підлозі, асфальті і т. п. При необхідності верхні кінці драбин повинні мати спеціальні гаки.

3. Відстань між сходинками драбини повинна бути не більше 250 мм і не менше 150 мм; розмір перетину сходинок - не менше 40 x 20 мм.

4. Сходинки дерев'яних драбин повинні бути міцно вставлені в видовбані отвори в тятивах. Тятиви повинні скріплюватися стяжними болтами, діаметром не

менше 8 мм з відстанню між ними не більше 2 м, а також під верхньою та нижньою сходинками.

5. Розмір робочих майданчиків драбин (драбинок) повинен бути не менше 320 x 320 мм, драбин-тумб - 300 x 220 мм. Робочі майданчики сходів (драбин), висотою 1, 3 м і вище повинні мати огорожі (упор, поручні).

6. Металеві деталі драбин не повинні мати тріщин, задирок і гострих країв. Тріщини в тятивах і сходинках дерев'яних сходів допускаються тільки поздовжні, довжиною не більше 100 мм і глибиною не більше 5 мм. При цьому місцезнаходження і напрямок тріщин не повинно загрожувати ослабленням тятив і сходинок. Закладення тріщин і надламів шпаклівкою, заклеюванням або іншим способом не допускається. Поперечні тріщини не допускаються.

7. Розсувні сходи (драбини) повинні мати замковий пристрій, який виключав можливість самовільного розсовування сходів (драбин) під час роботи на них. Розсувні драбини з колесами повинні мати замковий пристрій, який виключає рух драбин під час роботи на них.

8. Всі переносні драбини та драбинки повинні бути проінвентаризовано, мати на тятивах номер і бути записаними в спеціальному журналі, в якому зазначаються їх періодичні огляди. На їх тятивах повинна вказуватися дата чергового випробування, а також їх приналежність (цех, ділянку і т. п.) [13].

3.10. Вогнегасні речовини

Речовини, що створюють умови, за яких буде припиняється горіння, називають вогнегасними. Вони повинні бути дешевими та безпечними під час експлуатації не повинні приносити шкоди об'єктам та матеріалам. Вода є дуже гарним засобом для гасіння пожеж, а також має наступні перевагами: охолоджуючу дію, розбавлення горючої суміші паром, механічний вплив на полум'я, хімічна нейтральність, доступність і низька вартість [13].

Недоліки будуть наступні моменти: нафтопродукти будуть спливати та продовжувати горіти на поверхні води; вода має високу електропровідність, це

головний фактор чому її не можна застосовувати для гасіння пожеж на електроустановках, що знаходяться під напругою.

До установок водяного типу пожежогасіння відносять спринклерні установки та дренчерної установки [13].

Спринклерна установка - це розгалужена система труб, заповнена водою і обладнана спринклерними головками. Вихідні отвори спринклерних головок закриваються легкоплавкими замками, які розпаюються під впливом температур від 345 до 455 К. Вода з системи, виходить з отвору головки, під тиском і поливає конструкції приміщення та обладнання [13].

Дренчерні установки – це системи трубопроводів, на яких розташовані спеціальні головки-дренчери з вихідними отворами діаметром від 8 до 12,7 мм розеточного або лопатевого типу, що розраховуються на поливання до 12 м² площі підлоги.

Дренчерної установки бувають ручної і автоматичної дії. Після приведення в дію установки вода буде заповнювати систему і вилитися через отвори в дренчерних голівках [13].

Пар можна застосовувати в умовах обмеженого повітрообміну та у закритих приміщеннях, в яких найбільш небезпечні технологічні процеси. Гасіння пожежі паром відбувається за рахунок ізоляції поверхні горіння від навколишнього середовища. При гасінні важливо, щоб була створена концентрація пара приблизно 35%.

Піни застосовують для гасіння твердих та рідких речовин, що не вступають у взаємодію з водою. Вогнегасящі ефект при цьому буде досягатися за рахунок того, що поверхня з горючою речовиною ізолюється від повітря.

Вогнегасні властивості піни визначають кратністю – відношенням об'єму піни до об'єму її рідкої фази, стійкістю дисперсності, в'язкістю. Залежно від способу, яким отримали піну, їх ділять на хімічні і повітряно механічні. Хімічна піна утворюється при взаємодії розчинів кислот і лугів у присутності піноутворюючої речовини та являє собою концентровану емульсію двоокису

вуглецю у водному реакторі мінеральних солей. Застосування хімічних солей дорого та дуже складно, тому їх намагаються застосовувати рідко.

Повітряно-механічну піну низкою кратності (до 20), середньої (до 200) та високої (понад 200) кратності отримують за допомогою піноутворювачів ПО-1, ПО-1Д, ПО-6К і т.д. та спеціальних пристроїв [13].

Інертні газоподібні розріджувачі - це двоокис вуглецю, пар, аргон, азот, димові і відпрацьовані гази та інші.

Інгібітори створені на основі граничних вуглеводнів, в яких один або кілька атомів водню були заміщені атомами галоїдов (це фтор, хлор, бром). Галоїдоуглеводороди погано розчиняються у воді, але добре змішуються з багатьма органічними речовинами:

- тетрафтордібромметан (хладон 114В2),
- бромистий метилен
- тріфторбромметан (хладон 13В1)
- 3, 5, 7, 4НД, СЖБ, БФ (на основі бромистого етилу)

Порошкові склади, незважаючи на їх високу вартість, складність в експлуатації та зберіганні, широко застосовують для припинення горіння твердих, рідких і горючих газоподібних матеріалів. Вони є єдиним засобом гасіння пожеж лужних металів і металоорганічних з'єднань. Для гасіння пожеж використовується також пісок, ґрунт, флюси.

Порошкові склади не володіють електропровідністю, не отруйні метали і практично не токсичні. Широко використовуються склади на основі карбонатів і бікарбонатів натрію і калію.

Апарати пожежогасіння: пересувні (пожежні автомобілі), стаціонарні установки, вогнегасники.

Автомобілі призначені для виготовлення вогнегасних речовин, використовуються для ліквідації пожеж на значній відстані від їх дислокації і поділяються на:

- автоцистерни (вода, повітряно-механічна піна) АЦ-40 2,1 -5м³ води;
- спеціальні - АП-3, порошок ПС і ПСБ-3 3,2.

- аеродромні; вода, хладон.

Стационарні установки призначені для гасіння пожеж в початковій стадії їх виникнення без участі людини. поділяються на водяні, пінні, газові, порошкові, парові. Можуть бути автоматичними і ручними з дистанційним управлінням [13].

3.11. Рідини для видалення та попередження обледеніння літаків на землі

Основна функція протиобмерзних рідин полягає в тому, щоб знижувати точку замерзання замерзаючих опадів, які потрапляють на літак, і, таким чином, перешкоджати накопиченню льоду, снігу, сльоти або крижаного нальоту на критичних поверхнях. Протизаморожувальні рідини класифікуються як рідини типу I, II, III і IV. Рідини типу I мають порівняно низькою в'язкістю, яка змінюється в залежності від температури. Рідини типу II, III і IV містять загусники і тому мають більш високу в'язкість, яка змінюється в залежності від сили зсуву, співвідношення води та температури рідини.

Рідини типу II мають кращі протизаморожувальні властивостями, ніж рідини типу I.

Все нанесення рідини повинно відповідати критеріям застосування, які встановлюються експлуатантом, виробником рідини і виробником літака, і повинні виготовлятися відповідно до технічних вимог ІСО [13].

Рідини типу I

Рідини типу I поставляються в концентрованому або в розбавленому (готовому до застосування) вигляді. Концентровані рідини типу I містять велику кількість гліколю (наприклад, етиленгліколь, діетиленгліколь, або пропіленгліколь, або суміші цих гліколей). Іншу частину складають вода, сповільнювачі корозії, антипінні присадки і іноді барвники.

Рідини типу I слід нагрівати, щоб забезпечити їх максимальну ефективність. Концентровані рідини типу I повинні розбавлятися водою таким чином, щоб їх точка замерзання відповідала застосовуваній процедури. З урахуванням таких міркувань, як аеродинамічні характеристики літака і / або точки замерзання, рідини

типу I можуть додатково розбавляється для підвищення їх ефективності при видаленні льоду.

Рідини типу II, III і IV

Рідини типу II, III і IV поставляються як в розбавленому, так і в нерозбавленому вигляді. Нерозбавлені рідини типу II і IV містять значну кількість етиленгліколю, діетиленгліколю або пропіленгліколю. Іншу частину суміші складають вода, згущувач, сповільнювачі корозії, іноді барвник. Висока в'язкість рідина в поєднанні з присутніми в ній змочуючими реагентами дозволяє забезпечити нанесення шляхом розпилення товстого покриття на поверхню літака. Для забезпечення максимально ефективної протиобмерзаючого захисту рідини типу II і IV слід використовувати в нерозведеному вигляді. Проте рідини типу II і IV також використовуються і в розведеному вигляді в тих випадках, коли вони застосовуються при високій температурі навколишнього повітря і невеликій кількості опадів. Перед протикриговою обробкою повітряного судна цю рідину слід нагрівати.

Рідина типу III може бути розведеної рідиною типу II або IV, яка відповідає вимогам, що пред'являються під час тесту аеродинамічних характеристик турбогвинтових літаків.

Рідини типу II, III і IV мають дуже високу в'язкість, завдяки чому при їх нанесенні на крилі утворюється більш товсте покриття, ніж при нанесенні рідини типу I. Під час розбігу літака для виконання зльоту повітряний потік на поверхні літака діє на ці рідини і створює силу зсуву, що призводить до втрати їх в'язкості, і в результаті рідина здувається з критичних поверхонь крила ще до підйому носової стойки шасі.

Випадають опади поступово розбавляють всі види протиобмерзних рідин до тих пір, поки шар рідини не замерзне або не почнеться утворення обмерзання.

Підвищуючи в'язкість рідини (як у рідин типу II і IV), можна збільшити товщину плівки і, отже, застосовувати більший обсяг рідини. Більший обсяг рідини дозволяє абсорбувати більший обсяг замерзаючих опадів до того, як буде досягнута точка замерзання, в результаті чого збільшується час дії рідини. Це захисна

властивість має важливе значення в умовах випадання замерзаючих опадів, коли очікується більш тривалий час вирулювання. В цілому рідина типу IV забезпечує захист довше, ніж рідини типу II і III.

За жодних обставин не можна наносити нове покриття рідини безпосередньо поверх минулої забрудненої плівки покриття. Якщо виникає необхідність повторної обробки протикриговою рідиною, то перед заключним її застосуванням необхідно спочатку видалити обмерзання з поверхонь літака.

Поводження з нанесення рідини

З усіма рідинами необхідно поводитись відповідно до рекомендацій виробників рідин, правил органів охорони здоров'я та охорони навколишнього середовища, а також вимог експлуатантів.

Захисні властивості рідин типу II, III і IV погіршуються, якщо рідина забруднена, неправильно транспортується або зберігається, надмірно нагріта або піддається силам зсуву при її переміщенні або використанні.

Підчас нанесення рідини необхідно завжди строго дотримуватися методів контролю якості, зазначених у затвердженому експлуатантом програмою.

ВИСНОВОК

Ремонт та обслуговування авіаційної техніки, зокрема протикригової системи літака є ризикованим, пов'язаним з багатьма небезпечними факторами.

Для попередження нещасних випадків, які призводять до фізичних травм та, розвитку професійних захворювань, під час виконання робіт з системою потрібно дотримуватися правил та норм техніки безпеки та охорони праці.

При дотриманні вище перерахованих правил безпеки можливість виникнення нещасних випадків при виробництві та обслуговуванні буде максимально мінімізоване, що і є основною метою.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1 Загальні відомості

Екологія - наука, що вивчає закономірності відносин між організмами та довкіллям, а також організацію і діяльність надорганізмових систем (популяцій, видів, біоценозів, біосфери) [15].

Забруднення - це внесення в певну середу нових, не характерних для неї в певний час фізичних, хімічних та біологічних реагентів, або перевищення, для певного середовища, типового багаторічного рівня фізичних, хімічних і біологічних реагентів.

Авіація - небезпечна галузь для навколишнього середовища, тому що в процесі діяльності цієї галузі відбувається забруднення навколишнього середовища і шкідливий вплив на людей.

Повітряні судна викидають шкідливі речовини з відпрацьованими газами авіаційних двигунів в зоні аеропорту і на трасах польоту, забруднюють атмосферне повітря в глобальних масштабах. При 300 злети і посадках трансконтинентальні лайнери на добу викидають в атмосферне повітря близько 3,7 т оксидів вуглецю, 2,0 т вуглеводних сполук (незгоріле паливо) та 1,7 т окислів азоту.

4.2. Забруднення атмосферного повітря повітряними судами

Прогнозоване зростання повітряного транспорту в світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери. У зв'язку з цим, Міжнародна організація цивільної авіації, розробила більш жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

Викид дренажного палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами міжнародної організації цивільної авіації не допускається та повинен виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних суден [15].

Повітряні судна забруднюють атмосферу в результаті викиду шкідливих речовин з відпрацьованими газами авіаційних двигунів. Гази викидаються в атмосферне повітря соплами і вихлопними патрубками двигунів. Даний процес називається емісією авіаційних двигунів.

Склад відпрацьованих газів, які забруднюють атмосферу, сучасних авіаційних двигунів:

- вуглекислий газ;
- вуглеводні, які в повному обсязі згоріли - C_xH_y (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , бензол C_6H_6 та ін.);
- альдегіди (формальдегід $HCHO$, акролін $CH_2 = CH = CHO$, оцтовий альдегід CH_3CHO та ін.) (виділяються в невеликих кількостях);
- оксиди азоту NO_x ;
- оксиди сірки SO_x ; (виділяються в невеликих кількостях);
- бензапірен (канцерогенна речовина) - виділяється в кількості 2 - 4 мг за 1 хвилину роботи двигуна, це при тому, що допустимий рівень забруднення - 0,0001 мг на 100 м² площі;
- сажа - виділяється у вигляді шлейфу диму за соплами двигунів під час зльоту літака, (сажі виділяється, загалом, не так багато).

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційними двигунами є індекс емісії, який показує, скільки грамів даної шкідливої речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг пального в двигуні [15].

Індекс емісії характеризує якість організації процесу згорання в камері згорання кожного дослідного двигуна і тому він пов'язаний з конструктивними та

експлуатаційними характеристиками камери. Тому індекс емісії часто називають емісійною характеристикою двигуна.

Індекси емісії визначаються в процесі їх сертифікаційних випробувань.

Склад інгредієнтів CO і CxHy в відпрацьованих газах авіадвигунів обумовлений неповним згорянням палива в двигуні, а цей процес, в свою чергу, залежить від характеристики його параметрів згоряння, тобто, величини коефіцієнта повноти згоряння η і режиму роботи двигуна [15].

Максимальна повнота згоряння палива в двигуні має місце на розрахунковому злітному режимі (режимі максимальної тяги двигуна). На цьому режимі сучасні двигуни мають $\eta = 0,97 - 0,99$ ($\eta = 1,0$ при абсолютно повному згорянні, чого в дійсності досягти неможливо). На всіх інших режимах η нижча, тобто, повнота згоряння менше, ($\eta = 0,75 - 0,85$), з двигуна в атмосферу викидається більше продуктів неповного згоряння (CO, CxHy та інших), і, відповідно, забруднення повітря збільшується.

Склад інгредієнта NOx у відпрацьованих газах авіадвигуна залежить від наступних факторів:

- величини температури суміші в камері згоряння (чим вона вища, тим більше утворюється NOx), а температура буде, в свою чергу, максимальна (2500 - 3000 K) на злітному режимі;
- часу перебування суміші в камері згоряння (чим більше часу, тим більше утворюється складових), а це має місце на невеликих швидкостях літака.

Тобто, максимальний викид NOx має місце на злітному режимі двигуна і режимах, близьких до нього (при здійсненні зльоту літака і при наборі їм висоти польоту).

Під зоною аеропорту розуміють простір, який обмежений висотою 1000 м і розмірами аеродрому.

Очевидно, що викид шкідливих речовин, або ж, емісія авіадвигуна, залежить від режиму його роботи і тривалості роботи на даному режимі.

Середньостатистичні значення деяких параметрів сучасних авіадвигунів, в залежності від режимів роботи і їх тривалості (для великих аеропортів світу) наведені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1.

№ режима	Назва режиму роботи двигуна	Відносна тяга, R*	Тривалість режиму, t, хв
1	Режим земного малого газу (під час рулінні на зліт)	0,07	15
2	Злітний режим	1,00	0,7
3	Режим набору висоти (100 м)	0,85	2,2
4	Режим заходу на посадку	0,30	4

З таблиці можна замітити, що найбільш тривалим та небезпечними з екологічної точки зору є режим малого газу де відносна тяга становить 3 - 9% від максимального значення. Такі мінімальні значення відносної тяги двигуна мають місце при рулінні перед зльотом та після посадки [15].

Протикригова система для своєї роботи відбирає від компресора двигуна певну витрату повітря - 7% від загальної витрати повітря через компресор для ТРДД що призводить до зменшення тяги двигуна. Для того, щоб підтримати

необхідну тягу доводиться додатково подавати більше палива в камеру згорання, що призводить до більших витрат.

Підвищена витрата палива, в свою чергу, призводить до збільшення шкідливих викидів від двигуна, тобто збільшується емісія двигуна.

Найбільший відбір від двигуна для своїх потреб має протикригова ситема постійної дії.

Застосування протикригової системи циклічної дії замість системи з постійною дією призводить до зменшення необхідної витрати палива, приблизно в 1,5 рази для підтримки заданої тяги, відповідно зменшується кількість викидів шкідливих речовин двигуном, через зменшення споживання палива [15].

4.3. Розрахунок емісійних характеристик двигуна Д-436-148

Основними етапами роботи двигунів на літаку є:

- запуск і прогрів двигунів;
- рулювання на старт;
- набір висоти 1000м;
- зниження з висоти 1000м;
- пробіг по злітно-посадковій смузі;
- рулювання до моменту повної зупинки та вимикання двигунів.

Двигуни повітряного судна на даних етапах працюють на різних режимах. Тому для зручності розрахунк, злітно-посадочного циклу повітряного судна, розділили на два основні види операцій: наземні операції та операції зліт – посадка, тобто $M_{i\Pi} = M_{iH} + M_{i3-\Pi}$.

До наземних операцій відносять:

- запуск двигунів;

-прогрівання двигунів;

-рулювання літака перед злетом та після посадки.

Повною характеристикою цих операцій, з погляду розрахунку емісії двигуна, буде те, що двигуни повітряного судна працюють на режимі малого газу (холостий хід), за часом є досить тривалою операцією в зоні аеропорту. Ця обставина спрощує розрахунки.

M_{iH} розраховується за формулою:

$$M_{iH} = K_{iH} \times G_{Пн} ,$$

де K_{iH} - коефіцієнт викиду i -ого інгредієнта під час наземних операцій ($\frac{\text{КГ}_{\text{ингр}}}{\text{КГ}_{\text{топл.}}}$).

Звідси $K_{iH} = 10^{-3} EI_{iH}$ по визначенню, це той же індекс емісії.

Як і EI , K визначається під час сертифікації.

$G_{Пн}$ – маса палива (кг), використаного двигуном літака під час наземних операцій злітно-посадочного циклу.

$$G_{Пн} = C_{\text{удМГ}} \times R_{\text{МГ}} \times t_{\text{МГ}} ,$$

де: $C_{\text{удМГ}}$ – питома витрата палива під час роботи двигуна на режимі малого газу. Приводиться у формулярі двигуна, як одна з його важливих технічних характеристик.

$R_{\text{МГ}}$ – тяга двигуна на режимі малого газу. Приводиться у формулярі двигуна, як одна з його важливих технічних характеристик.

$t_{\text{МГ}}$ – наробіток двигуна на режимі малого газу за злітно-посадочним циклом.

Операції зліт-посадка – це зліт з подальшим набором висоти 1000м та зниження з висоти 1000м та посадка.

У цьому випадку для розрахунку емісії двигунів літака, що знаходиться в повітрі, емісійною характеристикою буде масова швидкість емісії W_i ($\text{кг}_{\text{ингр.}}/\text{год}$), а не індекс емісії.

Масова швидкість емісії показує, скільки даної шкідливої речовини виділяється на даному режимі роботи двигуна за одиницю часу.

W_i також визначається під час сертифікаційних іспитів двигуна.

Визначення $M_{i3-П}$ ведеться за формулою:

$$M_{i3-П} = W_{i1} \times T_{13-П} + W_{i2} \times T_{23-П} + W_{i3} \times T_{33-П} ,$$

де: $W_{i1,2,3}$ – масова швидкість емісії інгредієнта I при відповідних режимах роботи двигуна відповідно на зльоті, під час набору висоти 1000м і під час зниження з висоти 1000м,

Величини t_{MG} , $T_{1,2,3}$ беруться з вищенаведеної таблиці режимів роботи двигуна в зоні аеропорту.

Виразувавши таким чином $M_{iАП} = M_{iН} + M_{i3-П}$, розрахувати контрольний

параметр емісії двигуна $\frac{M_{iАП}}{R_o}$ і порівняти його з нормами ІСАО. Після цього можна зробити висновок про відповідність даного двигуна сучасним вимогам з емісії у відношенні до даного інгредієнта.

Такий же розрахунок потрібно зробити по всіх основних інгредієнтах.

Потрібно зробити розрахунок контрольних параметрів емісії двигунів Д-436-148 літака АН-148 інгредієнтами CO , C_xH_y і NO_x та зробити висновок про відповідність цих двигунів сучасним вимогам ІСАО на підставі отриманих значень.

Вихідні дані:

- тяга двигуна Д-436-148: $R_0=48 \text{ кН}$ $R_{мг}=5,4 \text{ кН}$;

- питома витрата двигуна Д-436-148: $C_{тр.мг} = 0,035 \text{ кг}/(\text{Вт} \cdot \text{ч})$.

Використовуючи таблиці, визначаємо значення коефіцієнта викиду (індексу емісії) та масову швидкість емісії.

Вхідні дані для розрахунку емісії приведені в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2.

$K_{Сон} = 0,023 \text{ кг}_{ингр}/\text{кг}_{нал}$	$W_{Сон1} = 2,65 \text{ кг}/\text{год}$	$W_{Сон2} = 2,4 \text{ кг}/\text{год}$	$W_{Сон3} = 2,4 \text{ кг}/\text{год}$
$K_{СxHy} = 0,0054 \text{ кг}_{ингр}/\text{кг}_{нал}$	$W_{СxHy1} = 0,5 \text{ кг}/\text{год}$	$W_{СxHy2} = 0,5 \text{ кг}/\text{год}$	$W_{СxHy3} = 0,5 \text{ кг}/\text{год}$
$K_{NOx} = 0,005 \text{ кг}_{ингр}/\text{кг}_{нал}$	$W_{NOx1} = 3,5 \text{ кг}/\text{год}$	$W_{NOx2} = 2,5 \text{ кг}/\text{год}$	$W_{NOx3} = 2 \text{ кг}/\text{год}$

З таблиці режимів роботи двигуна в зоні аеропорту отримаєм:

$$t_{мг} = 15 + 7 = 22 \text{ хв} = 0,367 \text{ ч}$$

$$T_{13-n} = 0,7 \text{ хв} = 0,0117 \text{ ч}$$

$$T_{23-n} = 2,2 \text{ хв} = 0,0367 \text{ ч}$$

$$T_{33-n} = 4 \text{ хв} = 0,067 \text{ ч}$$

Звідси:

$$G_n = 0,035 \cdot 5400 \cdot 0,367 = 69,36 \text{ кг}$$

$$M_{Сон} = 0,023 \cdot 69,36 = 1,59 \text{ кг}$$

$$M_{СxHy} = 0,0054 \cdot 69,36 = 0,37 \text{ кг}$$

$$M_{NOx} = 0,005 \cdot 69,36 = 0,3469 \text{ кг}$$

$$M_{Сон 3-n} = 2,65 \cdot 0,0117 + 2,4 \cdot 0,0367 + 2,4 \cdot 0,067 = 0,28 \text{ кг}$$

$$M_{3-n} = 0,5 \cdot 0,0117 + 0,5 \cdot 0,0367 + 0,5 \cdot 0,067 = 0,058 \text{ кг}$$

$$M_{NOx\ 3-n} = 3,5 \cdot 0,0117 + 2,5 \cdot 0,0367 + 2 \cdot 0,067 = 0,267 \text{ кг}$$

$$M_{COH} = 1,59 + 0,28 = 1,87 \text{ кг}$$

$$M_{CxHy} = 0,37 + 0,058 = 0,428 \text{ кг}$$

$$M_{NOx} = 0,3469 + 0,267 = 0,614 \text{ кг}$$

За нормами ІСАО:

$$M_{COH}/R_0 = 1870/48 = 39 \text{ г/кН} < 118 \text{ г/кН}$$

$$M_{CxHy}/R_0 = 428/48 = 3,68 \text{ г/кН} < 19,6 \text{ г/кН}$$

$$M_{NOx}/R_0 = 614/48 = 12,7 \text{ г/кН} < 80 \text{ г/кН}$$

ВИСНОВОК

Охорона навколишнього середовища, дуже важливий розділ, який стосується авіаційної галузі. Авіаційні двигуни можуть негативно впливати на навколишнє середовище. Тому розрахунок силових установок на емісійні викиди є дуже важливою характеристикою.

Під час виконання розділу охорони навколишнього середовища, досліджувався двигун Д-436-148 літака АН-148. Розрахунок емісійних характеристик двигуна показав, що приведена силова установка відповідає нормам ІСАО.

ВИСНОВКИ

Магістерська робота була розроблена у відповідності до отриманого завдання.

В процесі виконання дипломної роботи було досліджено актуальність проблеми утворення крижаного наросту на поверхні літального апарату, небезпека цих утворень їх різновиди та можливі варіанти запобігання їхньому утворенню на повітряному судні. Також розглянуті протикригові системи, які зустрічаються у світовій авіаційній практиці.

Був розглянутий літак Ан-148, який було вибрано, як літак прототип для розробки системи запобігання утворення крижаного наросту. А також розглянута його система протиобмерзання для подальшого дослідження та можливості модернізації в системі, що розробляється в даній дипломній роботі.

Шляхом проведення теплового розрахунку було визначено, що оптимальна кількість секцій буде дорівнювати 3. Також даний розрахунок дозволив нам визначити витрату гарячого повітря та часові параметри циклів.

В проведеному гідравлічному розрахунку було досліджено геометричні параметри трубопроводу для теплового ножа.

Виконаний аналіз джерел забруднення від авіаційних двигунів, а також розроблений ряд заходів для підвищення рівня безпеки під час роботи з ПКС, згідно нормативних вимог.

Результати магістерської роботи показали, що система дозволяє краще працювати на літаку, споживання гарячого повітря від авіаційного двигуна було оптимізовано. Система отримала оптимальну кількість секцій нагріву на крилі літака, що зменшує масу.

Недоліками можна відзначити складність при розроблені системи та при монтажу з подальшою експлуатацією.

ПКС, що була досліджена та розроблена в процесі виконання магістерської роботи, може бути застосована в подальшому на середньомагістральних транспортних літаках, злітною масою 40 тонн.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Курганская В.М., Метеорологические условия обледенения самолетов. М.: Гидрометеиздат, 1947. – 57с.
2. Мазин И. П., Физические основы обледенения самолетов, М., 1957. - 120с.
3. Трунов О. К., Обледенение самолетов и средства борьбы с ним. М.: 1965 – 247с.
4. Самолет Ан-148-100 Руководство по технической эксплуатации. РЭ30 [Текст]: утв. ДП “Антонов”. — 66с.
4. Перспективы развития противообледенительных систем. Сб. научных записок Королевского Авиационного общества Соединенного Королевства. М.: Перевод с англ. –К, 1999г
5. Беляев Н.М., Пневмо-гидравлические системы. М.: Москва 1988г.-271с.
6. Заварина М.В., Аэроклиматические факторы обледенения самолетов. М.: Гидрометеиздат, Л.,1961г
7. Лыков А.В., Теория теплопроводности. М.: Гостехиздат, 1962г. – 600с.
8. Пчелко И.Г., Метеорологические условия полетов на больших высотах. М.: Гидрометеиздат, 1957г. – 55с.
9. Тенишев Р.Х., Противообледенительные системы летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967
10. М.Г. Акопов, В.И. Бекасов, Системы оборудования летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1995г.
11. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978.-157 с.
12. Протоерейский А.С. Безопасность труда при применни горюче-смозочных материалов в гражданской авиации: Учебное пособие. М.: Транспорт, 1987. – 248 с.
13. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности транспортной категории. 1994.
14. Біологічний словник / ред. К. М. Ситник, В. О. Топачевський. — Київ: УРЕ, 1986. — 680 с..

ДОДАТКИ