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 транспортного літака зі злітною масою 40 тонн»

Виконавець: студент 2-го курсу Кушнарьов Владислав Максимович_____
(підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Головко 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

Кушнарьов Владислав Максимович
(прізвище, ім’я, по-батькові)

1. Тема роботи: Розробка та дослідження протикригової системи транспортного 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 транспортного 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, 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 на вколишнього середовища	Казанець В.І.		
4. Охорона праці	Фролов В.Ф.		

Дата видачі завдання “___”_____2020р.

Керівник:_____Головко Ю. С.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання:_____Кушнарьов В. М.
(підпис)

Дата_____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до магістерської роботи «Розробка та дослідження протикригової системи транспортного літака зі злітною масою 35-40 тонн»: 129 сторінок, 25 рисунків, 25 таблиць, 13 використаних джерел.

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

- Об’єкт дослідження –протикригова система літального апарату.
- Предмет дослідження – характеристики протикригової системи.
- Мета дипломної роботи – проектування протикригової системи циклічної дії.
- Метод дослідження – цифрове математичне моделювання.

Після проведення аналізу протикригових систем, визначення їх переваг та недоліків, обрано оптимальну схему для даного літака.

Визначені найбільш оптимальні значення основних параметрів системи, що підтверджено експлуатаційними випробовуваннями.

Дипломний проект можливо за стосовувати в навчальному процесі при вивченні дисциплін: «Гідрогазові системи» та «Конструкції літальних апаратів».

Зміст:

Вступ……..……..5

Перелік скорочень……..……7

1. Основна частина

1.1. Типи льодоутворення…….……10

1.2. Вплив льодоутворення на аеродинамічні характеристики літака …….12

1.3. Аналіз сучасних методів із захисту ЛА від обледеніння……...16

1.4. Фактори, що впливають на вибір ПКС.……..……..19

1.5. Вхідні дані і технічний опис літака ……...……21

1.6 Вимоги АП-25 до протикригової системи. Додаток С…….23

1.7. Протикригова система. Загальні відомості. Опис і робота…….……28

1.7.1. Загальні відомості……...…….28

1.7.2. Опис і робота системи…….29

1.8. Протикригова система планера. Опис і робота……41

1.8.1. Опис протикригової системи планера……41

1.8.2. Робота протикригової системи планера…….42

1.9. ПКС повітрозабирачів двигунів. Опис і робота……...….49

1.9.1. Опис протикригової системи повітрозабирачів двигунів…….49

1.9.2. Робота протикригової системи повітрозабирачів двигунів……..49

1.10. Протикригова система скла. Загальні відомості…….....54

1.11. Сигналізація льодоутворення……56

1.11.1. Опис сигналізатора льодоутворення…….56

1.11.2. Робота сигналізатора льодоутворення……..59

2. Спеціальна частина

2.1. Опис роботи системи……...60

2.1. Фізичні процеси на поверхні протиобліднювача ……60
2.2. Вхідні дані теплового розрахунку ……64
2.3. Визначення допустимої товщини льоду на поверхні літального апарату та часу за який вона утвориться ……66
2.4. Вибір кількості секцій протизаморожувачів ……71
2.5. Тепловий розрахунок…….. 84
2.6. Гідравлічний розрахунок ……85
2.7. Вхідні дані для гідравлічного розрахунку системи ……85
2.8. Опис роботи системи……...87
2.9 Результати розрахунків елементів системи при працюючих секціях…… 89
3.ОХОРОНА ПРАЦІ ……...103
4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА. ……121
Висновки ……..128
Список використанних джерел ……..129

Вступ

Для сучасної авіації задача зведення до мінімуму впливу метеорологічних умов на регулярність польотів є дуже актуальною. У її рішенні одне з основних місць займає захист літаків і вертольотів від льодоутворення. Одним із провідних напрямків у цій сфері є створення найбільш ефективної системи протикригового захисту, яка б за своїми параметрами безпеки польоту, економічності, експлуатаційної технологічності, ремонтопридатності, ефективній роботі при різних умовах експлуатації відповідала б сучасним потребам світового ринку.

Льодоутворення, тобто відкладання льоду на поверхні літака або на окремих частинах конструкцій, на вхідних отворах деяких приладів, відбувається найчастіше під час польоту у хмарах чи при дощі, коли переохолоджені краплі рідини, що містяться в хмарах, зіштовхуються з літаком і замерзають.

Інколи бувають випадки відкладення льоду або паморозі на поверхні літака не в зоні хмарності і опадів, так би мовити в «чистому небі». Таке явище може мати місце в вологому повітрі, що тепліше за зовнішню поверхню літака.

Для сучасних літаків льодоутворення вже не представляє надто серйозної небезпеки, оскільки вони оснащені надійними протикриговими засобами (електрообігрів вразливих місць, механічне сколювання льоду і хімічний захист поверхонь). Крім того, лобові поверхні літаків, що летять зі швидкістю більше 600 км/год, сильно нагріваються за рахунок загальмовування і стиснення повітряного потоку, що обтікає літак. Це так званий кінетичний нагрів деталей літака, через який температура поверхні літака зберігається вище точки замерзання рідини на віть при польоті в хмарній області зі значною від'ємною температурою.

Але інтенсивне льодоутворення на поверхні літака при довготривалому польоті в переохолодженому дощі або в хмарній області з великою водністю представляє реальну небезпеку і для сучасних літаків. Утворення щільної корки льоду на фюзеляжі і оперенні літака порушує аеродинамічні якості повітряного

судна, оскільки відбувається спотворення обтікання поверхні літака повітряним потоком. Це позбавляє літак стійкості польоту, знижує його керованість. Лід на вхідних отворах повітрозабирача двигуна зменшує тягу останнього і може також, при сколюванні, пошкодити лопатки вентилятора і компресора двигуна. Лід на приймачі повітряного тиску спотворює показання приладів повітряної швидкості і т. д.

По статистиці ІКАО, щорічно, через льодоутворення відбувається приблизно 7% усіх авіакатастроф, що пов'язані з метеорологічними умовами. Це майже 1% усіх авіакатастроф взагалі.

Метою даної магістерської роботи є розробка та дослідження ефективної протикригової системи на пасажирському середньомагістралному літаку злітною масою 40 тон, прототипом є літак ан-148.

Протикригова система, яка буде спроектована в цій роботі, зможе бути ефективно використана на літаку прототипу,також на подібних літаках з такою злітною масою.

ПЕРЕЛІК ОСНОВНИХ УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

Позначення	Найменування
$a_{руд}$	Кут установки ричага управління двигуном
$t_{н.в.}$	Температура наружного повітря
$t^*_{н.в.}$	Температура наружного повітря (загальмована)
$t_с$	Температура повітря в системі
$t_п$	Температура обігріваємої поверхні
БСТО	Бортова система технічного обслуговування.
КСЭИС	Комплексна система екранної індикації та сигналізації
ПКС	Протикригова система.
Рн	Абсолютний атмосферний тиск на висоті польоту
$Р_с$	Тиск повітря в системі
СПП	Система підготовки повітря
СУОСО	Система управління обладнанням літака
УУКП	Устройство управління та контролю планером
ПВП	Підсистема відбору повітря

РОЗДІЛ 1
ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Типи льодоутворення

Льодоутворення – процес утворення шару льоду на поверхні літа ка , яка обтікається повітряним потоком, викликається наявністю в атмосфері рідини, що може знаходитись в різних станах.

Небезпека льодоутворення полягає в зниженні аеродинамічних характеристик і льотних якостей літака, зниженні несучих властивостей крила, збільшенні лобового опору, у погіршенні стійкості і керованості. Крім цього льодоутворення може викликати відмову найважливіших агрегатів і приладів і порушити роботу двигунів.

Характер самого явища льодоутворення літака є різним при різних умовах погоди. Розрізняють три типи льодоутворення:

– утворення склоподібної прозорої крижаної плівки з порівняно гладкою поверхнею;

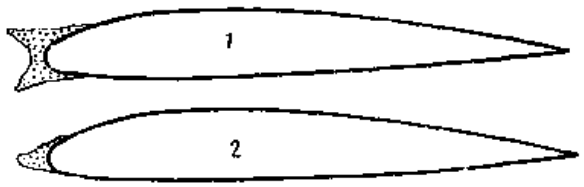
– утворення ма лого прозорого льоду молочного кольору. Поверхня та кого крижаного наросту зазвичай є жорсткою і часто має зернисту чи кристалічну структуру;

– кристалічне утворення, що осаджується в невеликій кількості, при температурах –10 ºС та нижче, на передніх кромках.

Перший тип льодоутворення виника є тоді, коли літак попадає в зону з переохолодженими водяними кра плями. Це бува є в тому випа дку, якщо політ літака відбува ється в хма ра х, що містять переохолоджені кра плі чи коли літак попадає в зону переохолодженого дощу.

При другому типі льодоутворення лід росте найбільше на передній кромці деталей літака . При пода льшому утворенні крижаного наросту, він має тенденцію рости швидше по краях, утворюючи характерну форму.

При явищі льодоутворення третього типу утвориться невелике гостре скупчення льоду в межах на пору на деталях літака. Форми льодоутворення дуже різні і залежать від впливу багатьох випадкових факторів, що не можуть бути оцінені з достатньою визначеністю. Найбільш сильний вплив на форму льодоутворення мають температура зовнішнього повітря і швидкість польоту. Виділяють дві характерні форми льоду: жолобоподібний і клиноподібний лід (рис. 1.1.1).



1 – жолобоподібний; 2 – клиноподібний

Рис. 1.1.1. Схематичні зображення форм утворення льоду на літакових профілях.

Жолобоподібний лід утвориться при відносно невеликих температурах зовнішнього повітря (звичайно $0^oC \div 7^oC$) і його форму можна пояснити тим, що при температурах поверхні, близьких до 0^oC, краплі рідини замерзають не відразу, а трохи розтікаються по поверхні. У результаті на поверхні з'являються два крижаних бар'єри, що поступово утворять рогоподібні нарости, що сильно спотворюють профіль.

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

У діапазоні температур зовнішнього повітря -7 ÷ -12°С можливе льодоутворення як тієї, так і іншої форми. При цьому інтенсивність льодоутворення залишається досить високою, а розміри льоду, що утворюється, значні. Лід при цих температурах утвориться твердий і важко видаляється з поверхні, а у випадку

відокремлення від поверхні він може нанести суттєві ушкодження елементум конструкції.

В особливий різновид обледеніння виділяють утворення паморозі на поверхні при різкому зниженні літака з великих висот. Паморозь утворюється в результаті сублімації парів рідини на холодній поверхні. Звичайно вона швидко зникає, як тільки температура поверхні зрівняється з температурою навколишнього середовища. З погляду погіршення аеродинаміки профілю конструкції такий лід великого значення не має, але, утворившись на склі кабіни екіпажу, він може викликати короткочасну утрату видимості для льотчика. Вплив швидкості польоту на обледеніння виявляється двояким образом. З одного боку, збільшення швидкості підвищує інтенсивність льодоутворення внаслідок збільшення кількості повітря, що набігає на поверхню в одиницю часу, і збільшення коефіцієнта уловлювання. З іншого боку, збільшення швидкості викликає посилення аеродинамічного нагрівання. У результаті температура поверхні росте і при досягненні значень, що перевищують 0°С, обледеніння стає неможливим. З цим явищем зв'язаний той факт, що часто при відносно невеликих негативних температурах (–5°С и вище) відбувається утворення бар’єрного льолу на поверхні профілю.

1.2. Вплив льодоутворення на аеродинамічні характеристики літака

Найбільший вплив на льотні характеристики, стійкість і керованість робить льодоутворення на крилі й оперенні літака. У загальному прирості опору літака при обмерзанні частка крила і оперення складає до 70...80 %. При кригоутворенні спотворюється форма і з'являються нерівності на поверхні носової частини профілю, характер обтікання якої суттєво впливає на підйомну силу й опір крила. У чистого (не обмерзлого) крила при дозвукових швидкостях на малих кутах атаки в носовій частині профілю зберігається ламінарний потік в прикордонному шарі. При цьому положення на профілі точки переходу цього потоку в турбулентне залежить від гладкості поверхні (оцінюваною середньою висотою горбків

шорсткості), числа Рейнольдса й особливостей форми носової частини профілю.

Як добре видно з порівняння поляр чистого профілю, і обмерзлого профілю, обледеніння призрідинить до зниження аеродинамічної якості крила і всього Ла в цілому (рис. 1.2.1) і до ускладнення умов польоту.

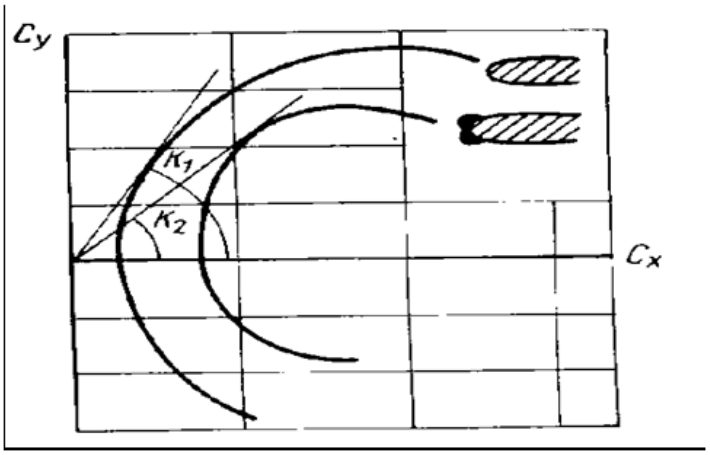


Рис. 1.2.1. Вплив обледеніння на аеродинамічну якість:
K_1— чистий профіль; K_2 — в умовах обледеніння

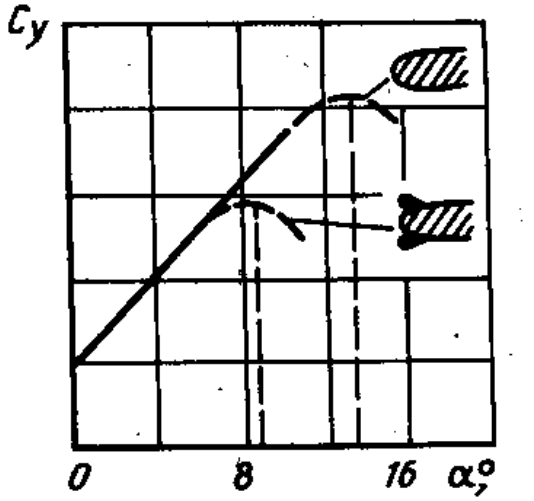


Рис. 1.2.2. Вплив обледеніння на коефіцієнт Су профілю і величину критичного кута атаки.

У разі обледеніння не тільки зростає опір Ла і зменшується його якість, але і значно зменшується значення максимального коефіцієнта підйомної сили $C_{y\ max}$ (рис. 1.2.2). Істотно, що при цьому помітно, на 6...8°, зменшується величина критичного кута атаки, при якому відбувається зрив потоку, а максимальне значення коефіцієнта підйомної сили зменшується в 1,5...1,8 раз.

Найнебезпечніше проявляє себе обледеніння крила і оперення на злітно-посадочних режимах польоту.

При зльоті літака, що обледенів, коефіцієнт підйомної сили крила з випущеною механізацією зменшується, а опір зростає інтенсивніше, ніж у крила з прибраною механізацією. В результаті значно збільшуються швидкість відрива, довжина розгону і злітна дистанція. Сильна турбулізація потоку викликає трясіння літака і ускладнює управління ним на самому напруженому етапі польоту. І, що найнебезпечніше, збільшується швидкість звалювання, а оскільки ефективність органів управління при обмерзанні помітно зменшується, літак може увійти у режим звалювання.

При виконанні посадки в умовах обледеніння найпомітніше змінюються характеристики стійкості і керованості літака. Крижаний наріст, що утворився на носці крила, обтічного під великим кутом атаки, зменшує радіус кривизни носка, спотворює профіль, і тому місцеві зриви потоку починаються значно раніше, ніж на чистому крилі. При прибраних закрилках це призведе до розвитку тенденції літака до пікірування, якщо крило пряме, або кабрирування, якщо крило стрілоподібне. При глибокому розвитку зриву на крилі, що обледеніло, можливе звалювання літака і втрата поперечної стійкості. При випуску закрилків відбувається скошування потоку і кут атаки горизонтального оперення може досягати великих негативних значень, близьких до критичних (рис.1.2.3). Якщо при цьому на передній кромці стабілізатора є крижаний наріст, то можливий зрив потоку на його нижній поверхні. Зрив потоку супроводжується зменшенням негативної підйомної сили горизонтального оперення і порушенням подовжнього балансування. У літака розвивається мимовільна тенденція до пікірування з одночасним приростом негативного перевантаження — так званий "клювок", що може бути причиною катастрофи.

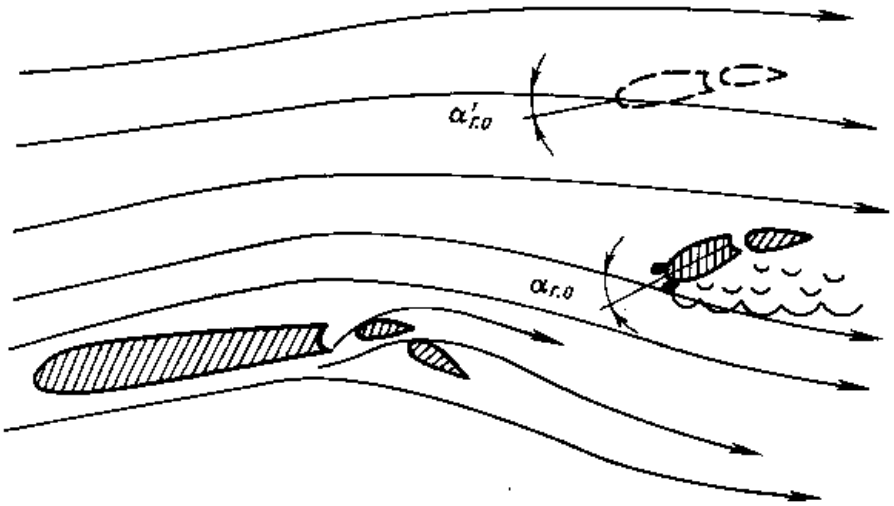


Рис.1.2.3. Виникнення зриву потоку на стабілізаторі на посадочному режимі польоту:

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

Зменшити небезпеку зриву при обмерзанні горизонтального оперення можна за допомогою ряду конструктивних заходів: збільшенням площі і плеча підйомної сили стабілізатора , за стосуванням більш несучих (несиметричних) профілів, профілізацією щілин на стабілізаторі перед кермом висоти, винесенням стабілізатора із зони інтенсивного скосу потоку за крилом і зменшенням ефективного подовження стабілізатора.

До втрати керованості літака може привести обледеніння щілин органів управління, передніх кромок керма, елеронів, закрилків, стиків секцій передкрилків, примерзання органів управління при польоті в умовах дощу, що переохолоджував, або мокрого снігу.

1.3. Аналіз сучасних способів і систем захисту літальних апаратів від обледеніння

На теперішній час відомі наступні способи захисту від обледеніння:

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

Захист може здійснюватись шляхом попередження обледеніння поверхні, або шляхом періодичного видалення льоду що утворюється.

Механічні способи засновані тільки на видаленні льоду за допомогою будь-якого механічного впливу (деформації чи вібрацій поверхні, аеродинамічних, відцентрових чи інших зовнішніх сил).

Фізико-хімічні способи засновані на використанні рідин чи составів, розчинюючих кригу чи понижуючих точку замерзання рідини, тобто вони можуть бути застосовані як для попередження, так і для видалення льоду. Видалення льоду може відбуватися або шляхом її повного розчинення, або розчинення лише тонкого шару, контактуючого з поверхнею, після чого крижаний наріст скидається зовнішніми силами.

Теплові способи засновані на постійному обігріві поверхні до додатної температури, при якій утворення льоду стає неможливим (попередження обледеніння), або на періодичному розтопленні льоду, що скидається згодом зовнішніми силами. (видалення льоду). Для захисту сучасних літальних апаратів від утворення льоду в більшості випадків використовують теплові нагрівальні елементи, які підрозділяються на дві основні групи: електричні і повітряно-теплові. Крім того, в окремих випадках, головним чином для захисту частин вхідних каналів двигунів, застосовуються нагрівальний елемент, що використовує гаряче масло від двигуна.

Електричні ПКС таких крупних частин, як крила і хвостове оперення, застосовуються майже виключно циклічної дії, оскільки потужність, необхідна для

постійного обігрівання цих частин, досягає сотень кіловат. Циклічний захист поверхонь, що підлягають утворенню льоду, полягає в тому, що вони розбиваються на декілька секцій, які періодично нагріваються і охолоджуються, допускаючи при цьому утворення льоду деякої безпечної товщини, що скидається при черговому нагріві секції.

Повітряно-теплові ПКС нещодавно, як правило, були постійної дії. Однак все більші потрібні витрати гарячого повітря, що помітно знижують тягу двигунів, потребують використання повітряно-теплових ПКС циклічної дії, не дивлячись на деяке ускладнення конструкції.

При виборі схеми циклічної ПКС варто врахувати, що збільшувати кількість секцій доцільно тільки до певної величини, вище якої загальна економія потужності становиться дуже невеликою, складність і маса системи вагомо зростають, особливо в повітряно-тепловій системі. Оптимальна кількість секцій визначається для кожної конкретної конструкції нагрівального елементу.

Постійний обігрівання поверхні

При постійному обігріві краплі рідини, падаючи на підігріту до позитивної температури поверхню, не замерзаючи, розтікаються по ній, поступово випаровуючись і частково здуваючись потоком повітря.

Типова схема електротеплової ПКС, що зазвичай застосовується для захисту крила і оперення, складається з наступних основних частин (рис. 2):

нагрівальних елементів, комутатора, що вмикається вручну екіпажем або автоматично сигналізатором обледеніння одночасно з подачею напруги на шину живлення нагрівачів, термодатчиків для захисту нагрівальних елементів від перегріву і мережі електроживлення.

Нагрівач (нагрівальний пакет) (рис. 3) складається з нагрівального елементу, розміщеного між зовнішнім і внутрішнім шарами ізоляції, який на несучих і деяких інших частинах дозвукових літаків, маючих відносно тонку обшивку, розміщується або під обшивкою (а), або з її зовнішньої сторони (б), або для збільшення міцності всього пакету розміщується між двох тонких обшивок (в). На товстостінних або суцільних конструкціях, як, наприклад, лопаті

повітряних гвинтів, стійки, а також гострі кромки частин надзвукових літаків і т.д., нагрівальні елементи розміщують ззовні (г). В цьому випадку вони мають захисний шар у вигляді тонкої металічної оковки або проти абразивного покриття.

На грівальні елементи можуть мати різну конструкцію: з ряду паралельних проволочок , з металічної фольги зигзаговидної конфігурації, з різних струмопровідних составів, струмопровідних тканин і т. д.

На розглянутих способах захисту від обледеніння засновані авіаційні на грівальний елементі, які можуть являти собою складні бортові системи і відносно прості пристрої.

До механічних нагрівальних елементів належать пневматичні, вібраційні системи та гідрофобні покриття). Принцип дії пневматичного на грівального елементу заснований на періодичному роздуванні камер резинового протектору під тиском стиснутого повітря і сколюванні утвореного на них шару льоду. По довжині (розмаху) протектори зазвичай склада ються з декількох секцій. Використовуються в основному на малошвидкісних літаках та літаках з поршневими двигунами для захисту несучих поверхонь а також обтічників радіолокаційних антен, де застосування теплових засобів неможливо, а фізико-хімічні способи неефективні.

Вібраційні нагрівальні елементи застосовують у двох варіантах. Перший заснований на тому, що під дією ультразвукових коливань, створених спеціальною сиреною і на пра влених проти потоку, переохолоджені краплі рідини мають кристалізува тися; криста ли, досягнув поверхні, здува ються потоком. Другий ва ріант за снований на використанні спеціальних вібраторів, що періодично струшують ділянки (секції) поверхні короткими серіями високочастотних імпульсів і таким чином руйнують крижаний шар.

Ідея використа ння гідрофобних покриттів для за хисту від обледеніння полягає в тому, щоб отримати таке зменшення сили зчеплення льоду з поверхнею, щоб він скида вся зовнішніми сила ми, не встига ючи досягти неба жа них розмірів. На жаль на сьогодні ще не вда лося зна йти та кого ма теріа лу для покриття, що за довольняло б необхідні умови.

На гріва льний елементі, за снова ні на фізико-хімічних способа х, поділяють на 2 типи. Один за снова ний на за стосува нні розчиняючих протикригових покриттів (хлористий натрій або кальцій, азотнокислий натрій та ін.), другий – на змочува нні поверхні протикриговою рідиною (етиловий спирт, глікогелеві состави та ін.)

1.4. Фактори, що впливають на вибір ПКС.

На сьогодні на йбільш ефективними є теплові способи за хисту від обледеніння. Тому у всіх випадках, коли потребується надійний захист в достатньо широкому діа па зоні умов обледеніння, (відповіда ючи міжна родним норма м), ва рто застосувати теплові ПКС.

Застосування інших способів може бути доцільним тільки в тих випадка х, коли до захисту літального апарата пред'являються менш жорсткі вимоги, а запа с потужності його доволі обмежений (за звичай на легких літаках і вертольотах з поршневими двигуна ми), а та кож, коли за стосува ння теплових за собів а бо неможливо, або доволі проблематично (обтічники антен, датчики деяких пристроїв і т. д.).

При виборі того чи іншого типу теплового на гріва льний елементу необхідно враховувати наступні фактори:

а) можливість найбільш економічного використа ння енергії, що відбира ється від двигунів. Сюди входять пита ння вибору джерела теплової енергії, його положення відносно поверхонь, що обігріва ються, вплив відбору спожива ної енергії на льотні якості літального апарату і т. п.;

б) Доцільність застосування даного нагрівальний елементу з точки зору необхідного ступеня захисту від обледеніння, тобто чи є необхідним для даної ча стини літального апарату нагрівальний елемент повного випаровування чи доста тньо використовува ти на гріва льний елемент неповного випа ровува ння а бо циклічний;

в)можливість конструктивного виконання нагрівального елементу на даному елементі конструкції, тобто це в основному питання вибору повітряно-теплового чи електричного нагрівального елементу.

Всі ці фактори, безперечно, тісно взаємопов'язані, тому перед остаточним вибором того чи іншого варіанту ПКС, варто оцінити його з різних точок зору.

Необхідність в нагріванні чи повного випаровування найчастіше бувають пов'язана з небезпекою пошкодження лопаток ротора компресора авіадвигунів у випадку попадання у вхідний канал шматків льоду. Це відноситься до кореневих ділянок верхньої поверхні крила літаків, у яких двигуни розміщені в задній частині фюзеляжу. На іншій поверхні крила, що захищається, може бути застосована ПКС неповного випаровування, або циклічна.

З точки зору економії потужності застосування циклічних нагрівальних елементів ще більш доцільне для повітрозабирачів надзвукових літаків, маючих гостру кромку. Для попередження виникнення бар'єрної льоду при постійному обігріві необхідно нагрівати дуже велику поверхню, або створювати великий перегрів поверхні в носовій частині. Застосування циклічного нагрівача, що комбінує безперервний обігрівання гострої кромки (тобто «теплового ножа») и циклічний обігрівання решти поверхні, дозволяє обмежитися доволі невеликим розміром останньої. Відповідно, такий нагрівач буде більш економічним порівнюючи з нагрівачем постійного обігрівання. Тривалість циклу при цьому завжди може бути обрана доволі малою.

Взагалі, якщо на поверхні недопустиме утворення бар'єрної льоду, а застосування нагрівача повного випаровування проблематичне, варто застосувати ПКС циклічної дії.

При розгляді теплових ПКС в якості споживачів енергії, варто врахувати, що різні способи її відбору по різному впливають на ті чи інші льотні якості літального апарату, діючи безпосередньо на характеристики двигунів при відборі від них гарячого повітря, або збільшуючи масу апарату.

1.5 Вхідні дані і технічний опис літака

Середньома гістральний пасажирський літа к ан-148 призначений для перевезення 80 пасажирів, багажу, пошти й інших вантажів на регіональних ма гістра льних авіа лініях з можливістю експлуатації як на ЗПС зі штучним покриттям, так і на ґрунтових аеродрома х довжиною не менше 1600 м. Для підготовлених ґрунтових ЗПС міцність ґрунту не менше 12 кг/см^2. Припустимі стани ЗПС: суха; мокра з ділянка ми рідини; покрита ша ром сльоти до 15 мм,- засніжена.

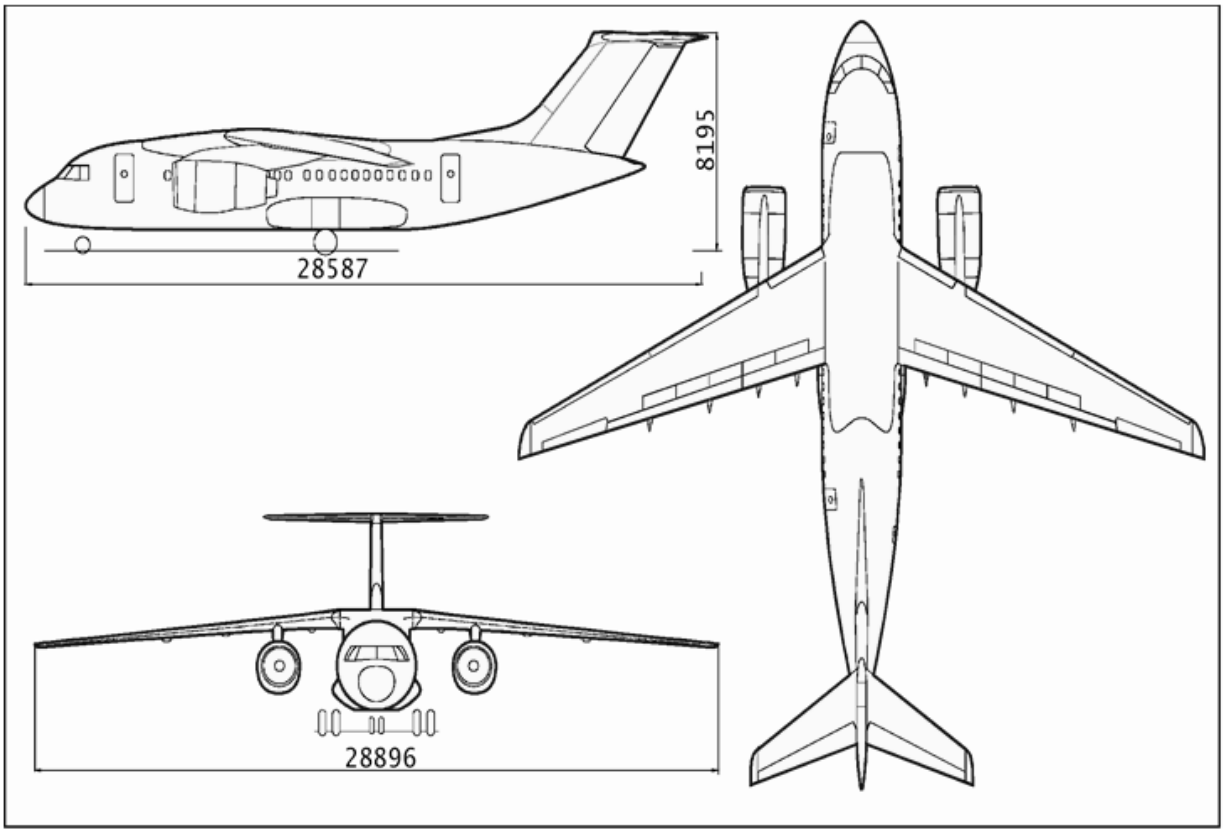


Рис 1.5.1. Регіональний літак ан-148-100

На базі літака передбачене створення сімейства його варіантів і модифікацій цивільного призначення.

По аеродинамічному компонуванню літак ан-148 являє собою високоплан із двома турбореактивними двигунами, розміщених у гондолі під крилом, і трьохопорним шасі з передньою опорою.

Основні характеристики літака:

Таблиця 5.1

1	Злітна Вага, т	36,4
2	Пасажиромісткість, чол.	**70**
3	Комерцыйне навантаження, т	**7,7**
4	Вага спорядженого літака, т	22,5
5	Вага палива в ОЧК (γ = 0,8 т/м3), т	8,51
	Вага палива в центроплані (γ = 0,8 т/м^3), т	3,15
6	Двигуни Д-436-148:	
	- злітна тяга (Н=0, +30°С), тс	6,38
	- тяга ЧР (Н=0, +30°С), тс	7,1
	- крейсерська тяга (М=0,75, Са , Н=11 км), тс	1,35
	- питома витрата палива (М=0.75, Са , Н=11 км), кг/кгс год	0,61
	- крейсерська тяга (М=0,772, Са , Н=11,6 км), тс	1,2
	- розрахункова витрата палива (М=0.75, Са , Н=11.6 км), кг/кгс год	0,68
7	Швидкість:	
	- максимальна, км/год	880
	- крейсерська, км/год	820
8	Крейсерська висота, м	11600
9	Практична дальність, км:	
	- з 70 пасажирами (6,65 т)	2800
	- з платним навантаженням (7, 7 т)	2200
	-при максимальному запасі палива в консолях крила (55 пас.=5,23т)	3700
10	Необхідна довжина ЗПС (Н = 0, Са), м:	
	- для зльоту	1800
	- для посадки	1800
11	Паливна ефективність, г·пас·км	26,3
12	Крейсерська якість (М =0,78, Су =0,45)	15,8

Геометричні характеристики літака: *Таблиця* 5.2

Параметр	Фюзеляж		
Діаметр, мм	3450		
Довжина, мм	26200		
Подовження	7,82		
Мідель (с ОШ), кв.м	9,4 59		
Параметр	Крило	ГО	ВО
Площа, кв.м.	87	18,8 7	19,86
Подовження	9,4 95	4,61	0,94 8
Звуження	4,045	2,51	1,34 6
Відносна площа	-	0,217	0,228
Коефіцієнт статичного моменту	-	0,937	0,0928
Кут поперечного "V", град.	-4,5	0	-
Кут стріловидності по 0,25 хорд, град.	25	32	40
Кут установки, град.	+3	+1	0
Середня аеродинамічна хорда	3494,92		
Кут САХ, град, (польотний)	0		
Діапазон центрувань, % САХ	25 - 39		

1.6 Вимоги АП-25 до протикригової системи. Додаток С

Якщо запитується сертифікат літака із засобами захисту від зледеніння, то такий літак повинен безпечно експлуатуватися в умовах максимального тривалого й максимального короткочасного зледеніння, зазначених у Додатку С

Вимоги:

- Захист від зледеніння різних частин літака повинен бути достатній й ефективний з урахуванням різних експлуатаційних конфігурацій літака.

- Повина бути передбачена попереджувальна сигналізація у вигляді жовтої лампи або еквівалентного засобу для оповіщення літного екіпажа про те, що система видалення або запобігання утворення льоду не функціонує нормально.

- При потрапляні літака в умови зледеніння з непрацюючою протикриговою системою планера буде забезпечена можливість завершення польоту відповідно до керівництва літної прида тності без виникнення аварійної ситуації.

- Передбачені засоби сигналізації про зледеніння.

Додаток С:

Метеорологічні умови обледеніння характеризуються на тупними параметрами: вологістю,середньоарифметичним діаметром крапель, температурою навколишнього середовища, протяжністю зони обледеніння.

а) Максимально тривале обледеніння.

В діапазоні висот та температур навколишнього середовища , представлених на рис.3, з ура хува нням режимів польоту літа ка , розгляда ються можливості та наслідки попадання в зону обледеніння з горизонтальною протяжністю від 32 до 200 км та вологістю, предста вленою на рис.1 та 2 для будь-якої темпера тури навколишнього середовища та горизонтальної протяжності прийм ється постійна вертика льна протяжність хмари рівна 2000м та середньоарифметичним діаметром крапель, рівним 20мкм.

Приведені на рис. 1.6.1. зна чення вологості є максима льними на висоті більшій ніж 1200 м. На висотах від 1200 до 500 м вологість змінюється за лінійним за коном від відповідних зна чень, предста влених на рис. 1.6.1., до нуля на рівні моря, при цьому на висота х менших за 500 м вологість приймається рівною на висоті 500 м рис. 1.6.2.

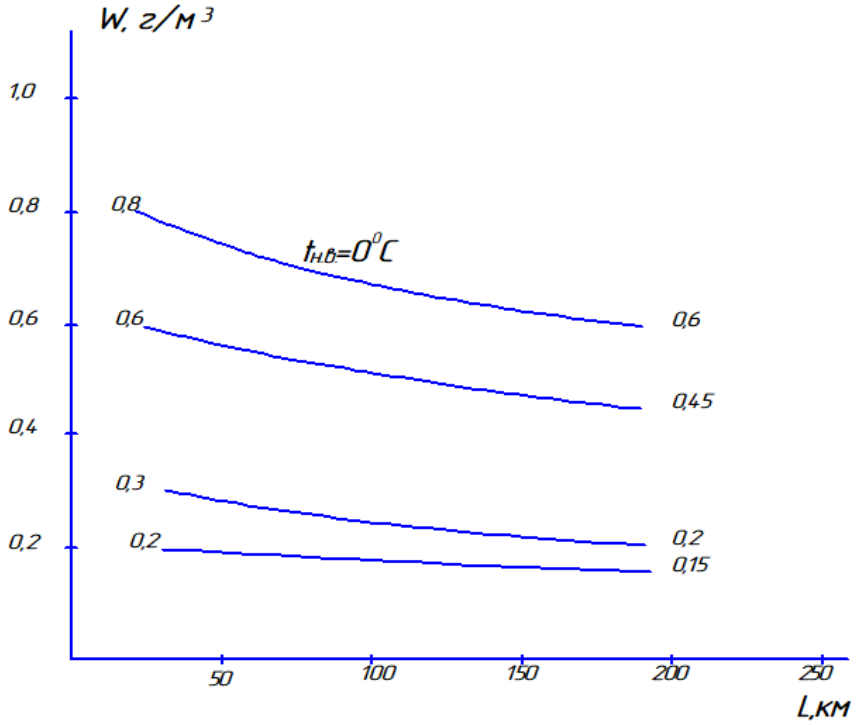


Рис 1.6.1. За лежність вологості від горизонта льної протяжності зони обледеніння в умовах максимально тривалого обледеніння в діапазоні висот від 0 до 9500 м та середньоарифметичним діаметром крапель 20 мкм.

б) Максимальне короткочасне обледеніння.

В діапа зоні висот та температур навколишнього середовища , представлених на рис.5, з урахуванням режимів польоту літака , розглядаються можливість та на слідки попадання в зону обледеніння з горизонтальною протяжністю від 5 до 10 км та вологістю, предста вленою на рис.4. для будь-якої температури навколишнього середовища приймається постійним середньоарифметичне значення діаметра крапель, рівне 20 мкм.

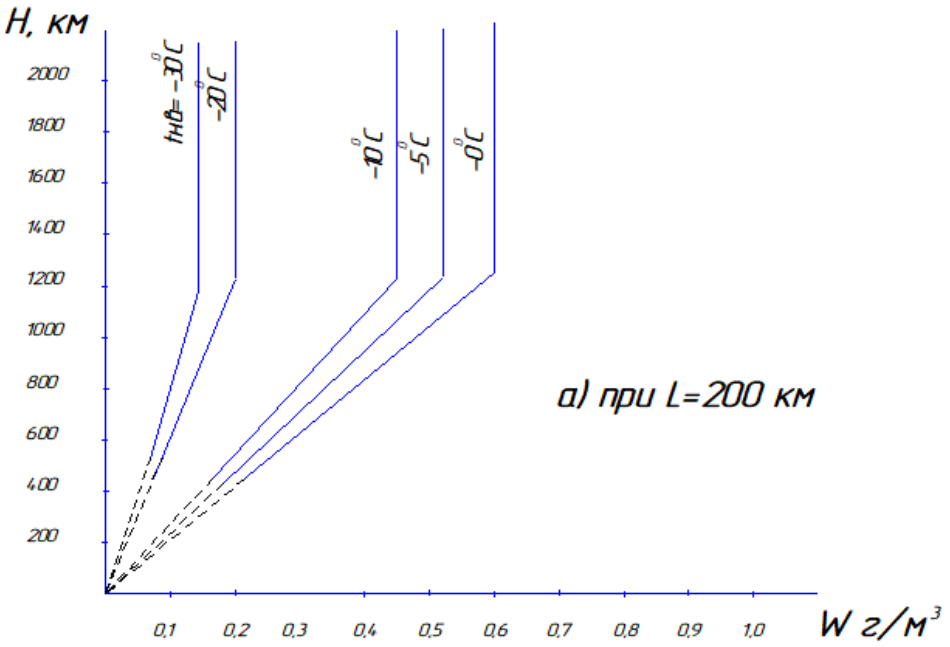


Рис 1.6.2. Залежність вологості від вертикальної протяжності зони обледеніння

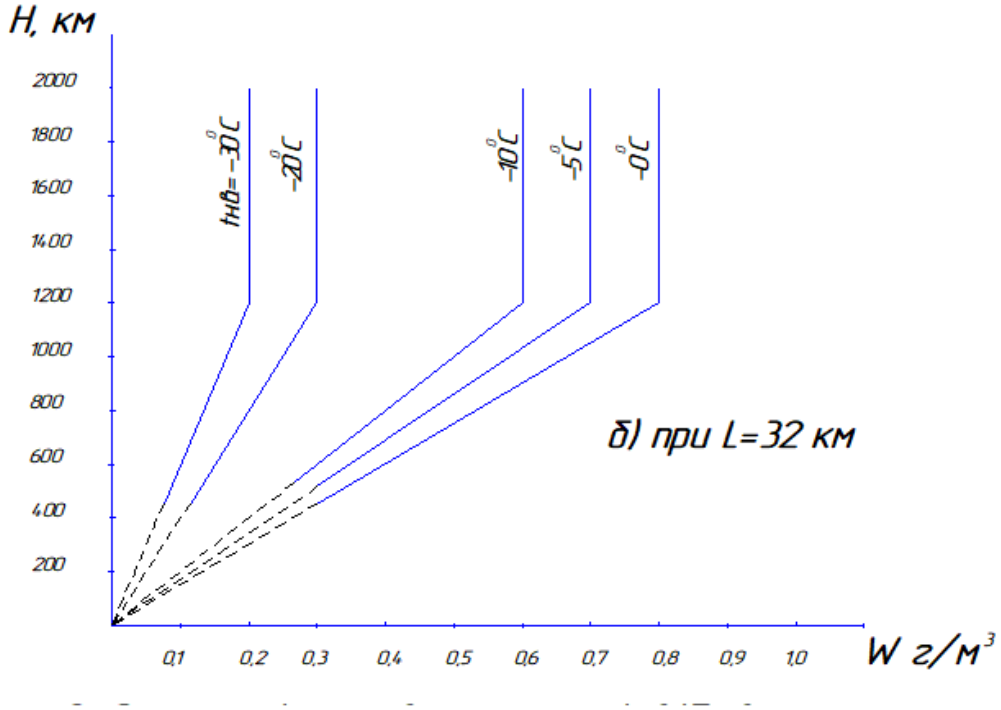


Рис 1.6.3. Залежність вологості від вертикальної протяжності зони обледеніння

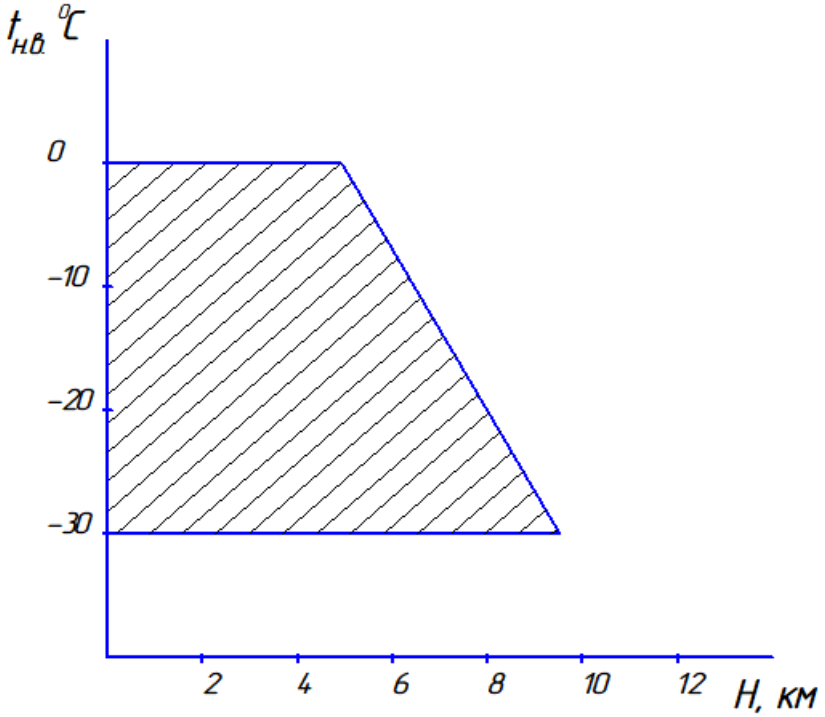


Рис 1.6.4. Зона можливого обледеніння, визначена висотою та температурою навколишнього повітря для умов максимально тривалого обледеніння

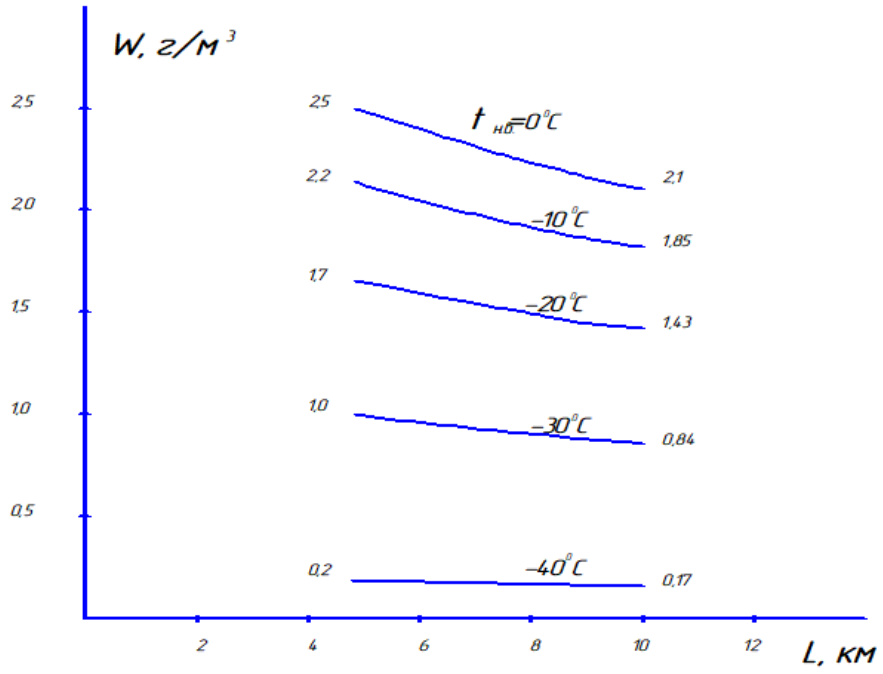


Рис 1.6.5. Залежність вологості від горизонтальної протяжності зони обледеніння в умовах максимального короткочасного обледеніння в діапазоні висот від 1200 до 11000 м для хмар середньоарифметичним діаметром крапель 20 мкм.

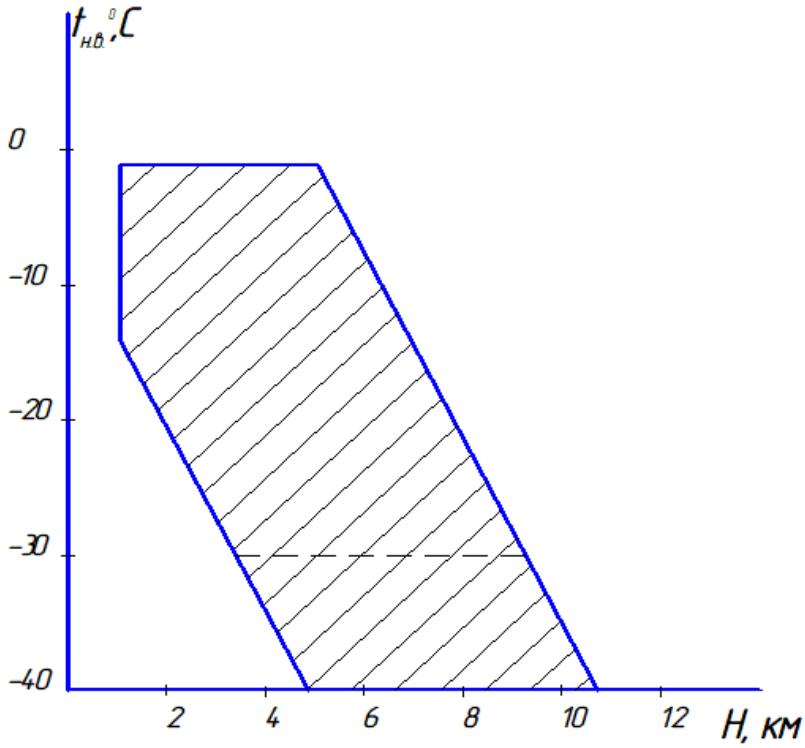


Рис 1.6.6. Зона можливого обледеніння, визначена висотою та температурою навколишнього повітря для умов максимального короткочасного обледеніння. При t нв = -30 … -40 °С зона можливого розширення умов.

1.7. Протикригова система. Загальні відомості. Опис і робота.

1.7.1. Загальні відомості

ПКС ан-148 включає:

- ПКС планера;
- ПКС повітрозабирачів;
- ПКС лобового скла;
- ПКС приймачів повного тиску і датчиків кутів атаки;
- ПКС коків вентиляторів маршових двигунів;
- сигналізатори льодоутворення.

ПКС планера – повітряно-теплова , служить для попередження утворення або видалення льоду з носків повітрозабирачів двигунів.

ПКС повітрозабирачів двигунів – повітряно-теплова, служить для попередження утворення або видалення льоду з носків повітрозабирачів двигунів.

ПКС лобового скла – служить для попередження утворення і видалення льоду і очистки поверхні скла (видалення з них рідини, підплавленої льоду і снігу)

Сигналізатори льодоутворення EW 164 призначені для сигналізації наявності льоду і видачі команд на включення підсистем ПКС в режимі автоматичного керування.

1.7.2. Опис і робота системи.

Відбір повітря для ПКС планера проріджиться від СПП (ПВП1 і ПВП2 сьома ступінь КВТ двигунів №1, №2), для ПКС повітрозабирачів двигунів – від 4ї ступені КВТ двигунів.

Кількість повітря, що подається на обігрівання повітрозабирачів двигунів, крила і оперення регулюється кранами-регуляторами. Управління кранами-регуляторами виконується пристроями УУКП-148 №1 і №2 (далі УУКП) по заданому алгоритму керування.

Для забезпечення заданого алгоритму керування УУКП має отримувати і обробляти наступну інформацію:

- температуру навколишнього середовища;
- абсолютний тиск повітря, швидкість і висоту польоту;
- сигнали про присутність утворення льоду – від сигналізаторів;
- сигнали про включення в автоматичний або ручний режим роботи – від кнопок-табло кабіні екіпажа;
- сигнал «ВІДМОВА ДВИГУНА 1, 2» - від датчика тиску мастила;
- сигнал «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО» - від СУОСО;
- стан і режим роботи СПП – від контролерів СПП;
- температуру і тиск повітря, що подається в ПКС від СПП;
- тиск в магістралях ПКС після кранів-регуляторів – від датчиків тиску;

- температуру повітря в магістралі ПКС оперення і ПКС повітрозабирачів двигунів – від датчиків температури в системі;
- температуру поверхні (крило і оперення) – від датчиків температури поверхні.

Кожен УУКП має 5 каналів керування:

- 2 канали для ПКС повітрозабирачів двигунів;
- 2 канали для обігрівання крил;
- 1 канал для обігрівання оперення.

В штатній ситуації ПКС планера керується УУКП №1 (3 канали управління), ПКС повітрозабирачів двигунів – УУКП №2 (2 канали управління). Управління по кожному каналу не залежить від роботи інших каналів.

Кожен канал має два контури керування – основний і резервний. В штатній ситуації тиск повітря, що поступає в систему, регулюється основним контуром в функції від температури поверхні, що обігрівається, а резервний обмежує регулювання тиску в заданому діапазоні. У випадку відмови основного контуру керування системою виконує резервний контур в функції від тиску. При цьому тиск в системі регулюється тільки по верхньому значенню.

У випадку відмови основного і резервного контурів будь-якого каналу УУКП керування підсистемами ПКС цього каналу автоматично перемикається на резервний контур другого приладу.

При обігріві консолей крила дотримується симетрія температурних режимів.У випадку відмов або відключення обігрівання однієї консолі, друга вимикається автоматично. У випадку відмови основного контуру і переходу на резервний контур каналу керування однієї консолі крила канал керування другої консолі також переходить на резервний контур керування.

Між приладами УУКП №1 і №2 пророджиться обмін інформацією про стан системи.

УУКП за безпечує три режими роботи: автома тичний, ручний і режим контролю.

Включення ПКС в а втома тичний режим керува ння відбува ється по сигналу від сигналізаторів льодоутворення. До кожного УУКП підключені два сигналізатори утворення льоду. При цьому один сигналізатор є основним, а другий дублюючим. УУКП №1 основним є сигналізатор, що встановлений на лівому борті, для УУКП №2 – по правому. Основний сигналізатор видає сигнали про на явність льоду, відмову сигна ліза тора, спра вність сигна ліза тора і на включення ПКС. Дублюючий сигналізатор видає сигнали про наявність льоду і відмову сигна лізатора.

Ручний режим вмика ється при на тисненні кнопки-та бло ручного вмика ння ПКС, при цьому кнопки-табло включення підсистем мають бути нажаті.

Контроль системи виконується а втома тично при підключенні живлення на борт, автоматично в польоті з інтервалом (4±1) с і на землі за допомогою БСТО.

При подачі живлення на борт перевіряють:

- Справність приборів УУКП;
- Спра вність ла нцюгів да тчиків тиску повітря, да тчиків темпера тури повітря, датчиків поверхонь, що обігріваються і датчиків тиску мастила;
- Справність сигналізаторів кригоутворення;
- Справність ла нцюгів сигна ліза ції за критого положення за слінок кра нів-регуляторів, крану кільцювання СПП;
- Справність ланцюгів сигнальних полів кнопок-табло;
- Справність ланцюгів сигналів «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО».

В польоті а втома тично проріди ниться контроль на відповідність па ра метрів системи поточному режиму керування при штатній роботі і в відмовних ситуаціях.

Електроживлення керува ння ПКС пла нера і повітроза бира ча двигунів здійснюється постійним струмом напругою 27 В від основних шин лівого і правого РУ 27 В.

ПКС скла складається з електротеплової ПКС (ЕТ ПКС) переднього скла циклічної дії і системи підігріву повітря для обдуву переднього і бокового скла.

Повітря для обдуву скла відбирається від СКП. Керування заслінками подачі повітря проріджиться вручну рукоятками, що механічно зв'язані з заслінками. Передбачений додатковий підігрів повітря.

Системи керування обігріванням переднього скла і підігрівом повітря для обдуву скла – автономні для лівого і правого скла. Керування виконується приладами УУТС-140М №1 і №2: №1 – для лівого скла, №2 – для правого скла. УУТС-140М забезпечує роботу ПКС скла в режимах: автоматичного керування, ручного керування і контролю.

В режимі автоматичного керування при включенні ПКС скла обігрівання виконується в ослабленому режимі. При виникненні умов утворення льоду по сигналу сигналізатора кригоутворення УУТС-140М перемикає обігрівання на інтенсивний режим.

При ручному керуванні (натиснутих кнопках-табло ручного включення і відключення ПКС скла) обігрівання виконується спочатку в ослабленому режимі, а згодом в і інтенсивному.

В ослабленому режимі живлення забезпечується напругою 115 В, в інтенсивному – 200 В.

Для очистки поверхні скла на лівому і правому склі встановлені склоочисники.

Інформація про параметри і стан ПКС передається в СУОСО, БСТО, БУР.

СУОСО на основі отриманої інформації і закладених програм функціонування реалізує:

- Формування команд видачі сигнальної інформації для КСЕИС;
- Прийом інформації про відмови;
- Контроль справності мережі збору інформації.

БСТО забезпечує запам'ятовування інформації про відмови в поточному і попередньому польотах.

БУР за безпечує реєстра цію інформа ції, отрима ної з системи і від СУОСО.

Табл. 1.7.1. Функціональне призначення органів керування і контролю

Органи керування і контролю	Призначення
Верхній пульт	
Щиток ПКС	
Кнопки-табло «ДВИГ 1, 2», «КРИЛО», «СТаБ» (з фікса цією) сигнальними полями: - «ВІДМОВа» жовтого кольору - «ВИМКН» білого кольору Кнопка-табло під ковпачком «РУЧ ВКЛ» (з фіксацією) з сигнальним полем зеленого кольору «ВКЛ»	Включення ПКС повітрозабирачів двигунів, крила і горизонтального оперення в автома тичний режим (при нажатій кнопці) і сигна лізація: - Відмови керування відповідною підсистемою в автоматичному режимі; Відключення відповідної підсистеми (при нажатій кнопці) Включення ПКС повітрозабирачів двигунів, крила і горизонтального оперення в ручний режим (при нажатій кнопці), якщо нажаті кнопки-табло відповідних підсистем
Щиток склоочисників (лівий, правий)	
Перемикач «СКЛООЧИСН» з положеннями: - «ШВИДКО» - «ВИМКН»	Керування режимами роботи лівого і правого склоочисників: Включення режиму швидкої роботи; - Вимкнення керування

- «ПОВ»	склоочисниками; Включення режиму повільної роботи
Лівий і правий пульти	
Кнопка-табло з фіксацією «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА» з полями: - «ВІДМОВА» жовтого кольору - «ВИМКН» білого кольору Кнопка-табло під ковпачком «РУЧ ВКЛ» (з фіксацією) з сигнальним полем зеленого кольору «ВКЛ»	Включення обігрівання скла в автоматичний режим (при натиснутій кнопці) і сигналізація: - Відмови керувння обігріванням в автоматичному режимі; - Обігрівання (при віджатій кнопці) Включення обігрівання скла в ручний режим (при натиснутій кнопці), якщо натиснуті кнопка-табло «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛа»
Середня панель приладової дошки	
КИСС КСЕИС МФИ КСЕИС	Індикація попереджуючих, статусних повідомлень кадру ПКС, рекомендацій по негайним діям екіпажу. Індикація попереджуючих, статусних повідомлень, рекомендації по негайним діям екіпажу

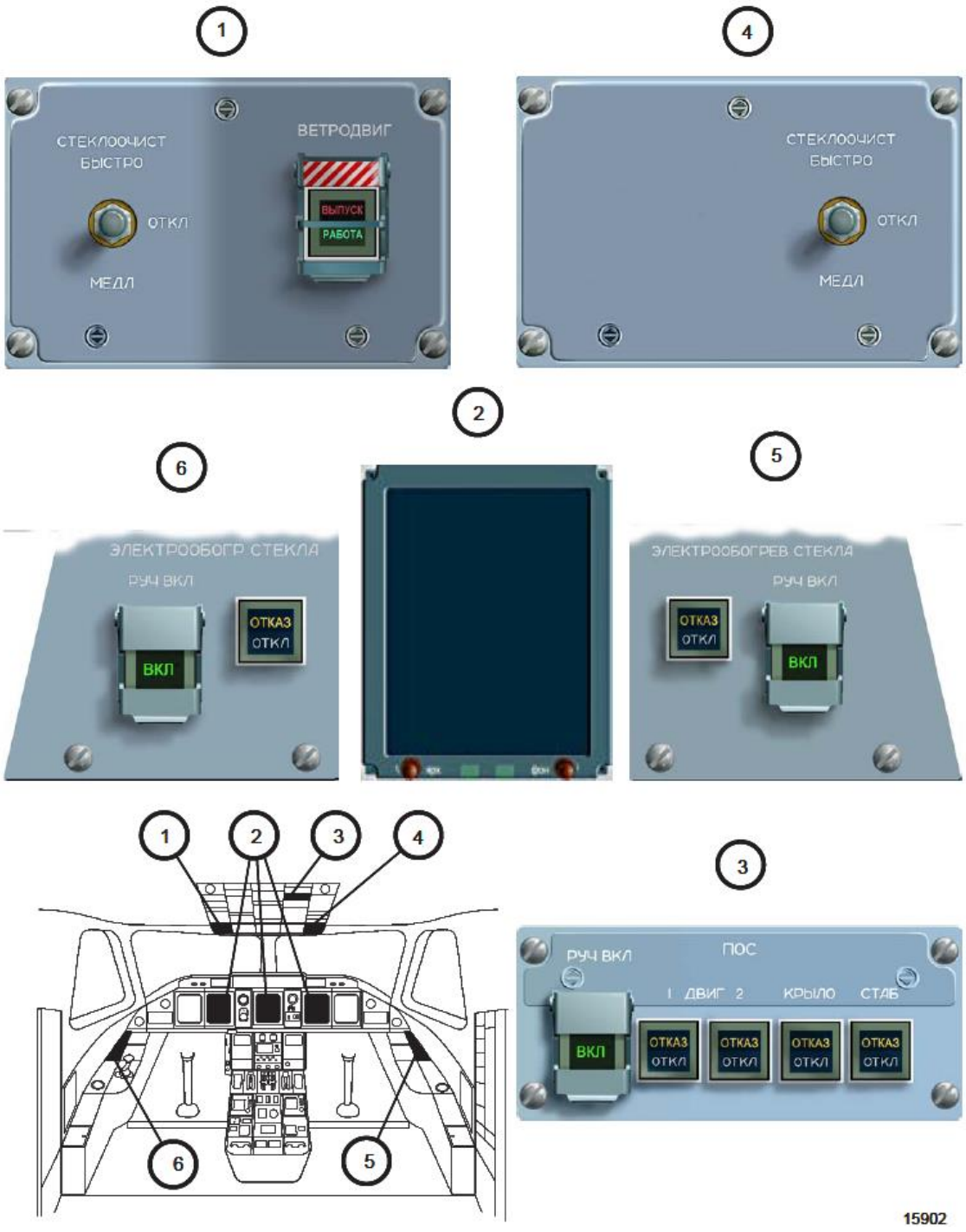


Рис. 1.7.1. Органи керування і контролю ПКС

Рис. 1.7.2. Інформація По ПКС на КІСС

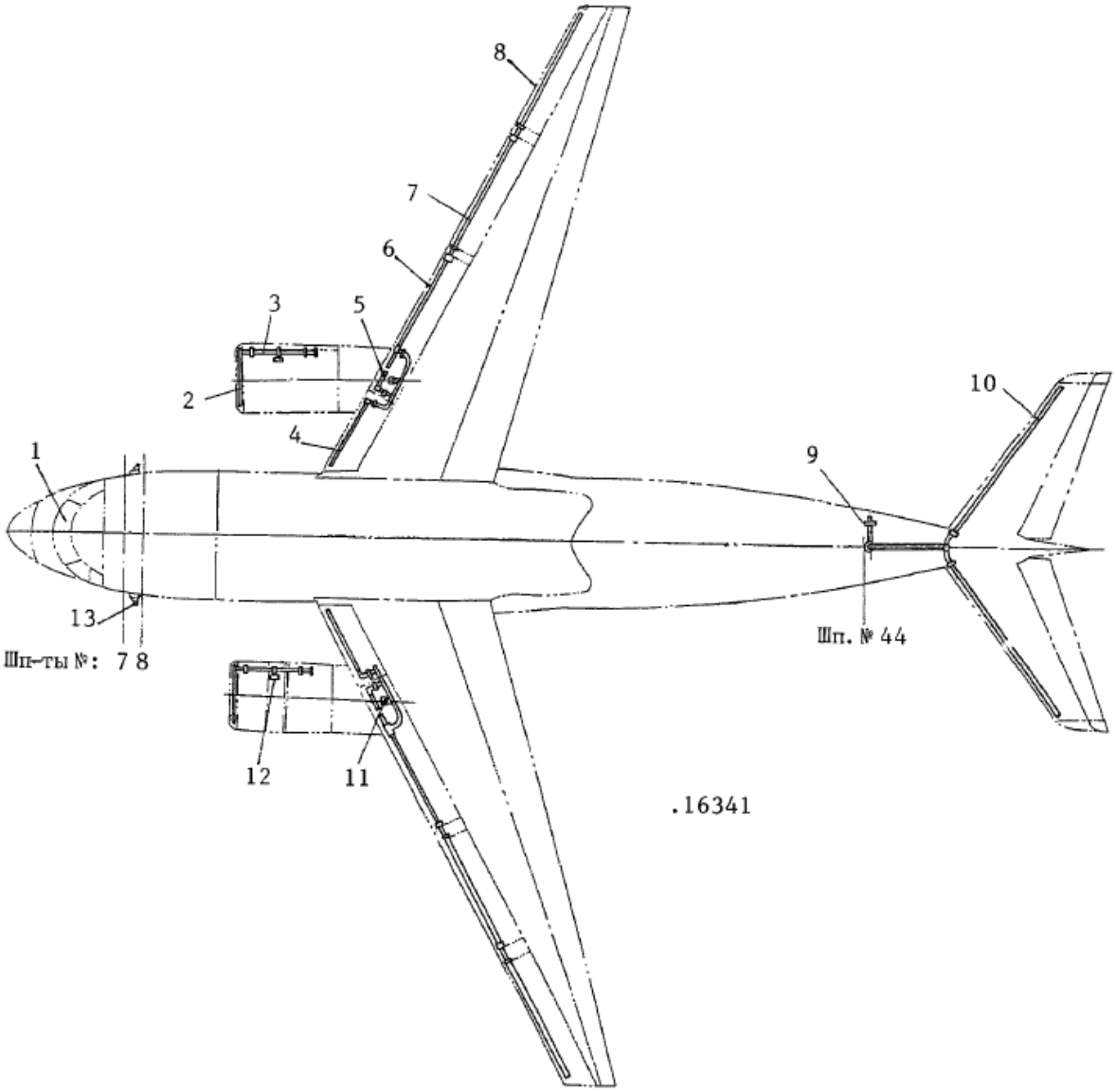


Рис. 1.7.3. Монтажна схема протикригової системи літака

1 - нагрівні елементи переднього скла

2 – ПКС в повітрозабирачі двигуна

3 – трубопрорідини ПКС на двигуні

4 – розподільна труба обігрівання носка, що відхиляється

5 – розподільна труба обігрівання носка, що не відхиляється

6 – розподільна труба обігрівання 1ї секції передкрилку

7 – розподільна труба обігрівання 2ї секції передкрилку

8 – розподільна труба обігрівання 3ї секції передкрилку

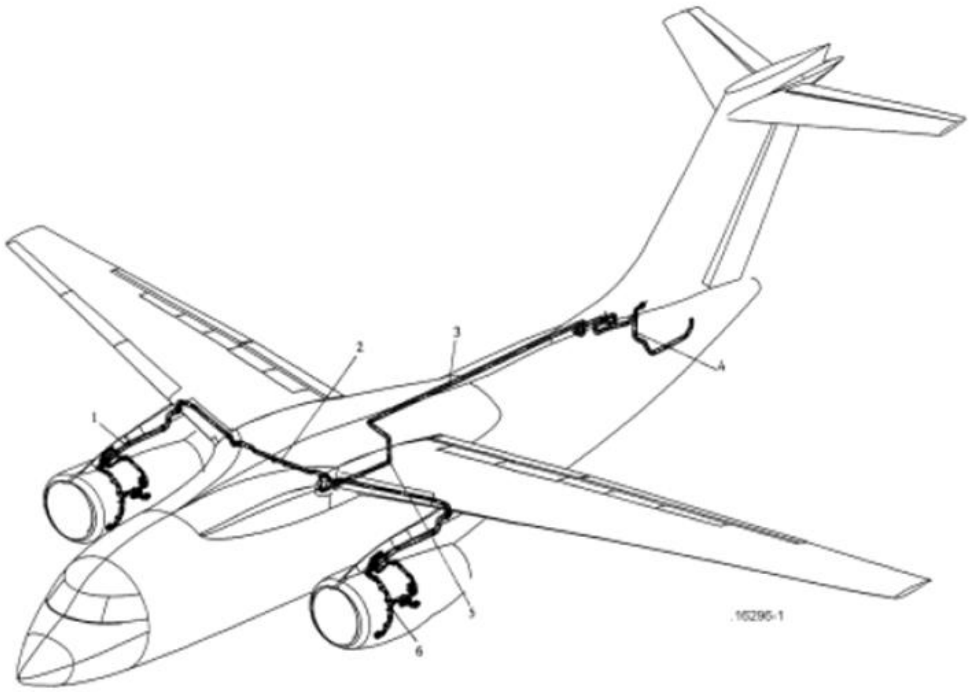
9 – кран-регулятор 60088a010000 ПКС горизонтального оперення

10 – розподільна труба обігрівання носка стабілізатора

11 – кран-регулятор 60090a010000 ПКС крила

12 – кран-регулятор 60088a010000 ПКС повітрозабирача двигуна

13 – сигналізатор льодоутворення EW 164



1 – ПВП2

2 – СПП в крилі і центроплані

3 – СПП в гаргроті

4 – СПП в хвостовій частині фюзеляжу

5 – СПП в залізі крила і фюзеляжі

6 – ПВП1

Рис. 1.7.4. Монтажна схема систети подачі повітря

1.8. Протикригова система планера. Опис і робота.

1.8.1. Опис протикригової системи планера.

ПКС планера призначена для попередження утворення або видалення льоду з носків крила, що відхиляються або з носків, що не відхиляються, передкрилків і носків стабілізатора.

Відбір повітря виконується від СПП (ПВП1 і ПВП2). При відмові одного двигуна або однієї ПВП повітря додатково відбирається від включеної ДСУ. На час запуску ДСУ і підключення відбору передбачена затримка (120 с) відмовних сигналів в ПКС.

Керування системою здійснюється УУКП-148, що забезпечує два режими роботи системи: автоматичний і ручний. Передбачено роздільне керування обігріванням скла і оперення.

УУКП-148 забезпечує блокування ПКС планера при відсутності більш як одного сигналу від СУОСО «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО», а також, якщо система включена в автоматичний режим роботи, і на висоті польоту менш як 500 м один або обидва двигуни працюють на злітному режимі. При відсутності сигналу «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО» і одночасній наявності інформації про висоту польоту більш як 500 м і швидкості польоту більше 150 км/год блокування знімається.

ПКС планера складається з трубопроводів, що розміщуються в носках крила, передкрилках, кілі і носках стабілізатора. Відбір повітря виконується від трубопроводу СПП в залізі пілона.

ПКС планера камерного типу. Розподільні трубопрорідини кріпляться в передкрилках, носках крила і стабілізатора і фіксуються упорами. Для забезпечення осьових переміщень розподільні трубопрорідини з'єднуються рухомими з'єднаннями. Всі трубопрорідини покриті теплоізоляцією.

В склад системи входять три датчики температури поверхні крила і стабілізатора і крани-регулятори (по одному для кожної консолі крила і оперення).

Кран-регулятор ПКС оперення розміщений в районі 44-го шпангоута , крани-регулятори ПКС крила – в пілонах. За кожним краном-регулятором встановлені по два датчика тиску. В ПКС оперення встановлений датчик температури повітря в системі.

1.8.2. Робота протикригової системи планера.

При відключеній ПКС планера кнопки-табло «КРИЛО» і «СТАБ» віджаті – горять сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло.

При натисненні на кнопки-табло «КРИЛО» і «СТАБ» система включається в режим автоматичного керування, при цьому гаснуть сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло.

При наявності умов утворення льоду по сигналу сигналізатора УУКП №1 видає команди:

- В СПП на перенастройку регулювання температури повітря, що подається в ПКС, на 230±10°С;
- Відкриття крана кільцювання 15;
- На відкриття кранів-регуляторів 14 і 17.

Крани-регулятори відкриваються, гаряче повітря поступає в розподільні труби носків крила , що відхиляються 9 і носків крила , що не відхиляються 10, передкрилків 11, 12, 13 і носків 18 стабілізатора. Подача повітря регулюється у відповідності з заданим алгоритмом керування.

При обігріві консолей крила витримується симетрія температурних режимів.

Вимикається система в автоматичному режимі після зняття сигналу «ЛЬОДОУТВОРЕННЯ».

При цьому крани-регулятори закриваються і на УУКП поступають сигнали закритого положення кранів-регуляторів.

В ручному режимі включення ПКС планера виконується незалежно від наявності або відсутності сигналу «ЛЬОДОУТВОРЕННЯ» при натисненні кнопки-табло «РУЧ ВКЛ». При цьому кнопки-табло «КРИЛО» і «СТаБ» мають бути натиснуті. Робота системи в ручному режимі аналогічна роботі в автоматичному режимі.

Вимикається система в ручному режимі вручну віджиманням кнопок-табло «КРИЛО» і «СТаБ».

Якщо через (20^{+5}) с система не відключиться, загоряться сигнальні поля «ВІДМОВа» кнопок-табло «КРИЛО» і «СТаБ».

Якщо при включенні ПКС планера кран кільцювання 15 автоматично не відкрився, ПКС планера автоматично вимикається і загораються сигнальні поля «ВІДМОВа» кнопок-табло «КРИЛО» і «СТаБ».

У випадку відмови датчика 3 температури поверхні, що обігрівається, керування перемикається з основного контуру УУКП №1 на резервний контур цього УУКП.

Якщо при керуванні системою основним контуром температура будь-якого нагрівача через 200 с після включення системи не досягла заданої величини, то підсистема що відмовила, автоматично вимикається, а в СУОСО видаються сигнали про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керування системою резервним контуром через 35-40 с після включення системи значення абсолютного тиску повітря за регулятором вийшло за встановлений діапазон, то підсистема, що відмовила, має автоматично вимкнутись, а в СУОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керуванні системою резервним контуром через 30^{+5} с після включення системи температура повітря, що подається в ПКС крила нижче 220 °С, а в ПКС оперення – нижче 200 °С, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СУОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

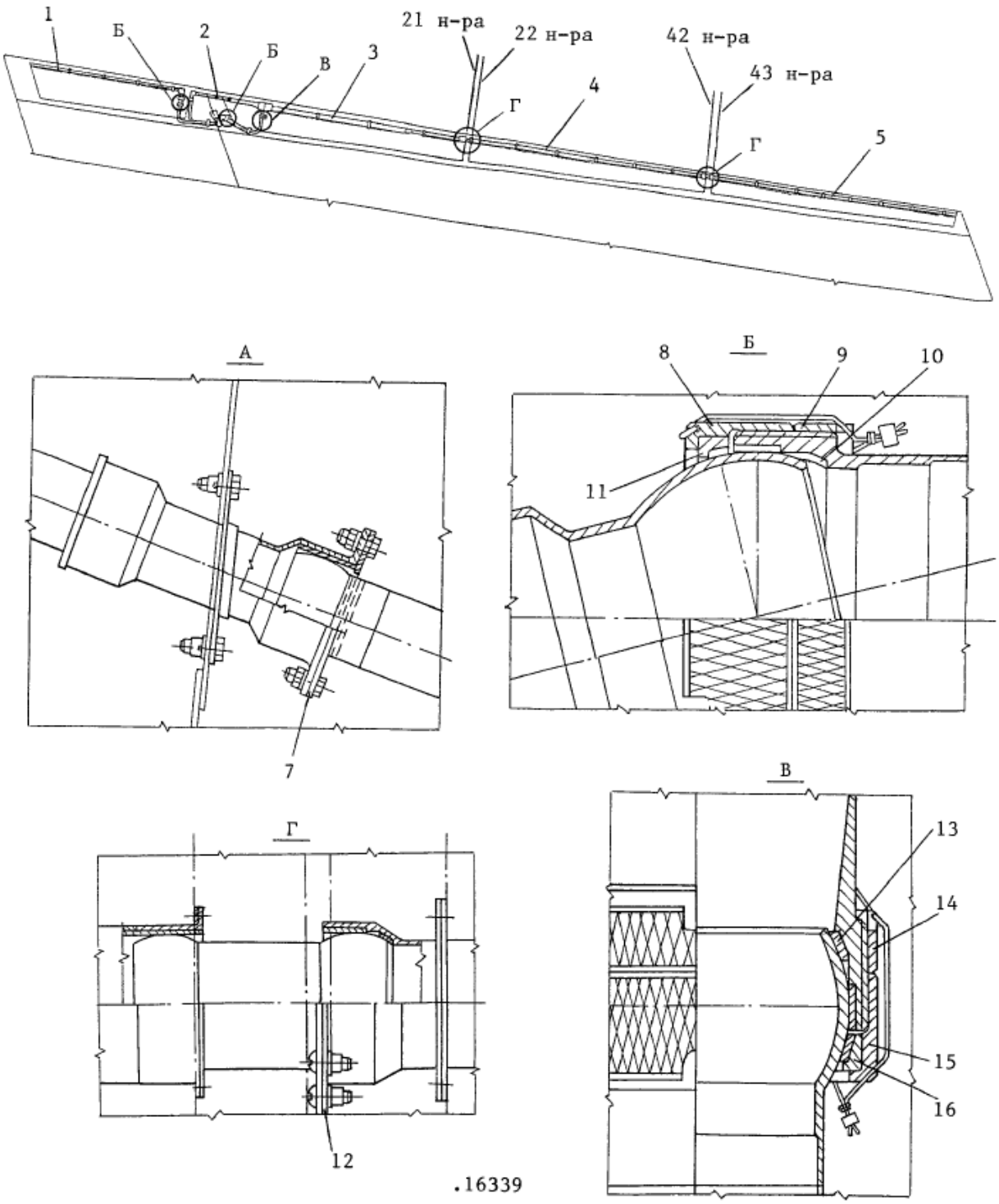


Рис. 1.8.1. Протикригова система у крилі літака

1 – розподільна труба носка, що відхиляється

2 – розподільна труба носка, що не відхиляється

3 – розподільна труба в 1й секції передкрилка

4 – розподільна труба в 2й секції передкрилка

5 – розподільна труба в 3й секції передкрилка

6 – кран-регулятор 60090a010000

7 – кільце

8 – гайка

9 – гайка

10 – кільце

11 – кільце

12 – на півкільце

13 – кільце

14 – гайка

15 – гайка

16 – кільце

Геометричні параметри протиобліднювача крила зображено на рис. 1.8.2 – 1.8.3.

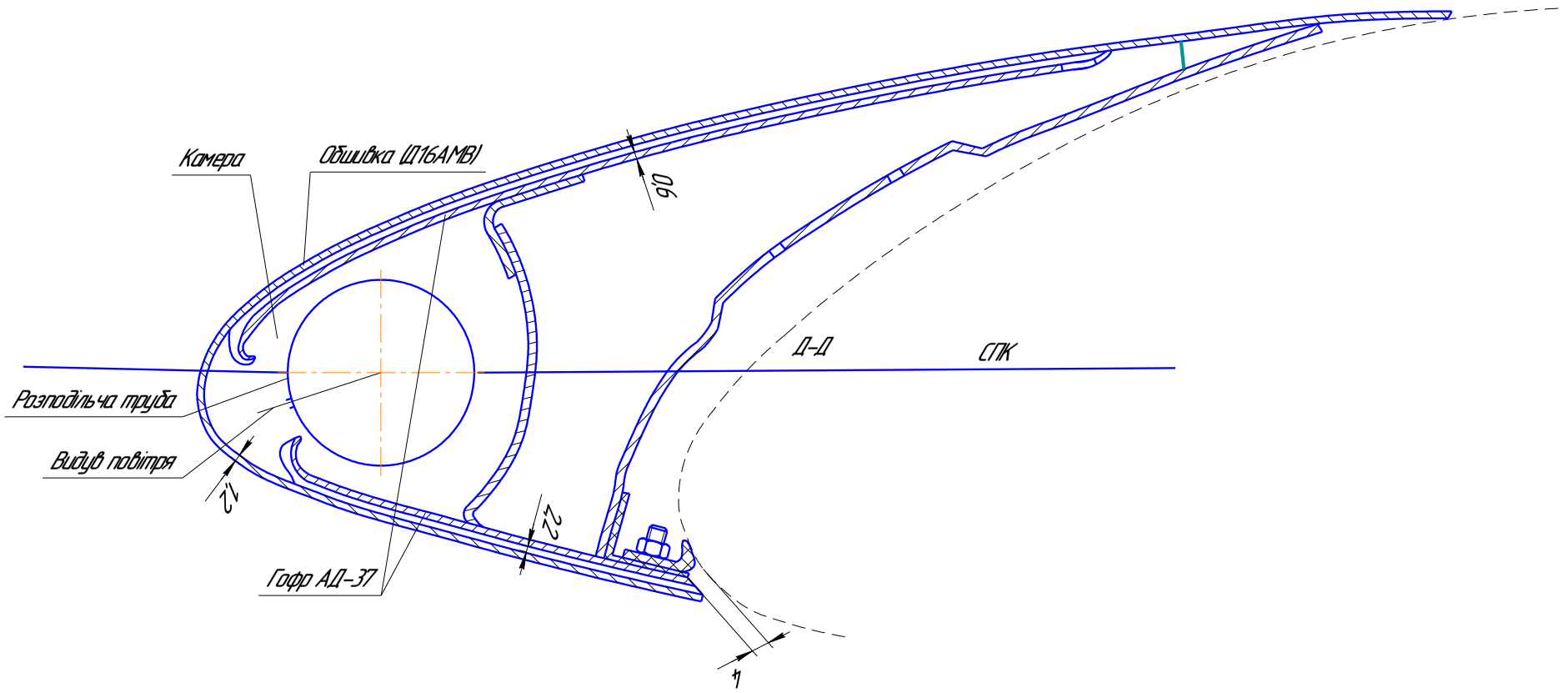


Рис. 1.8.2. Типова конструкція протиобліднювача 1-ї та 2-ї секцій

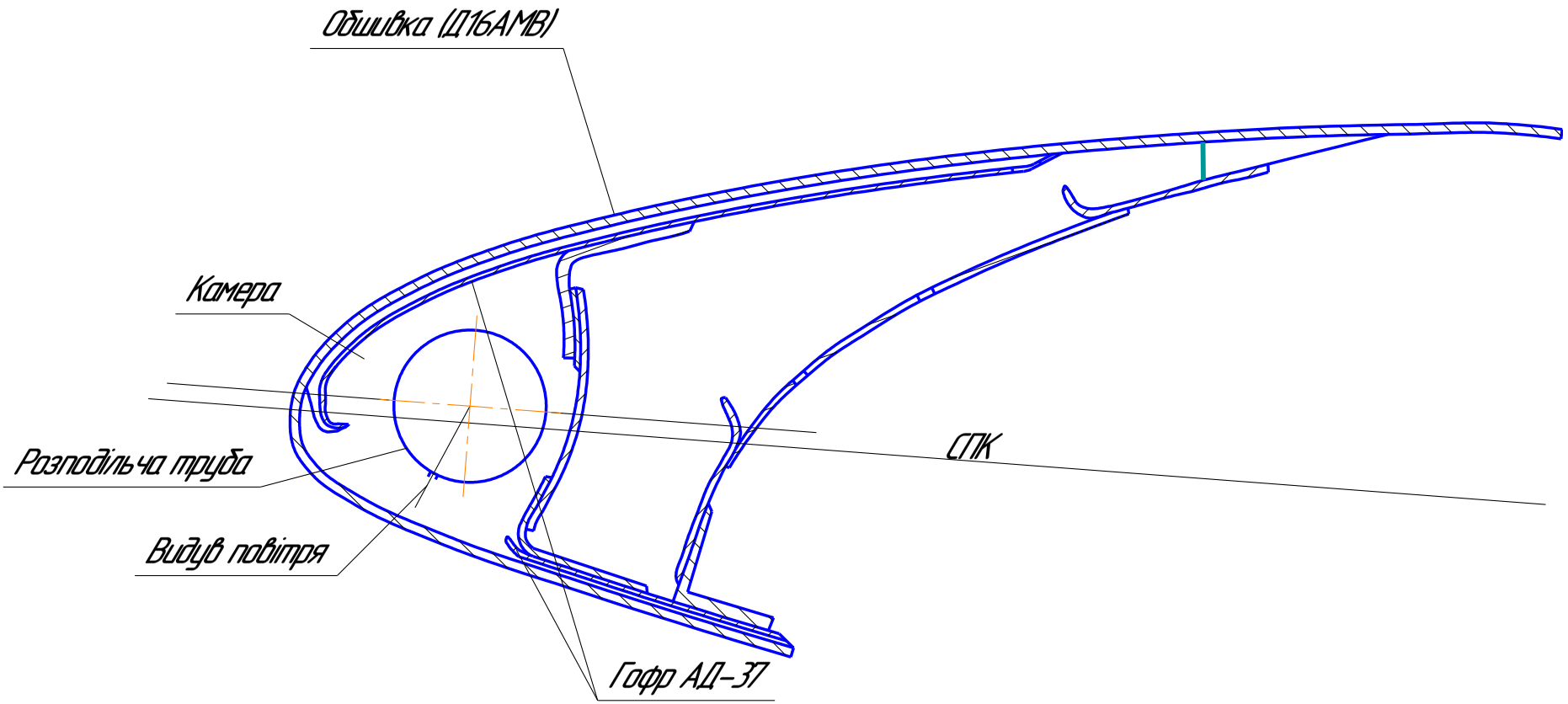


Рис. 1.8.3. Типова конструкція протиобліднювача 3-ї секцій

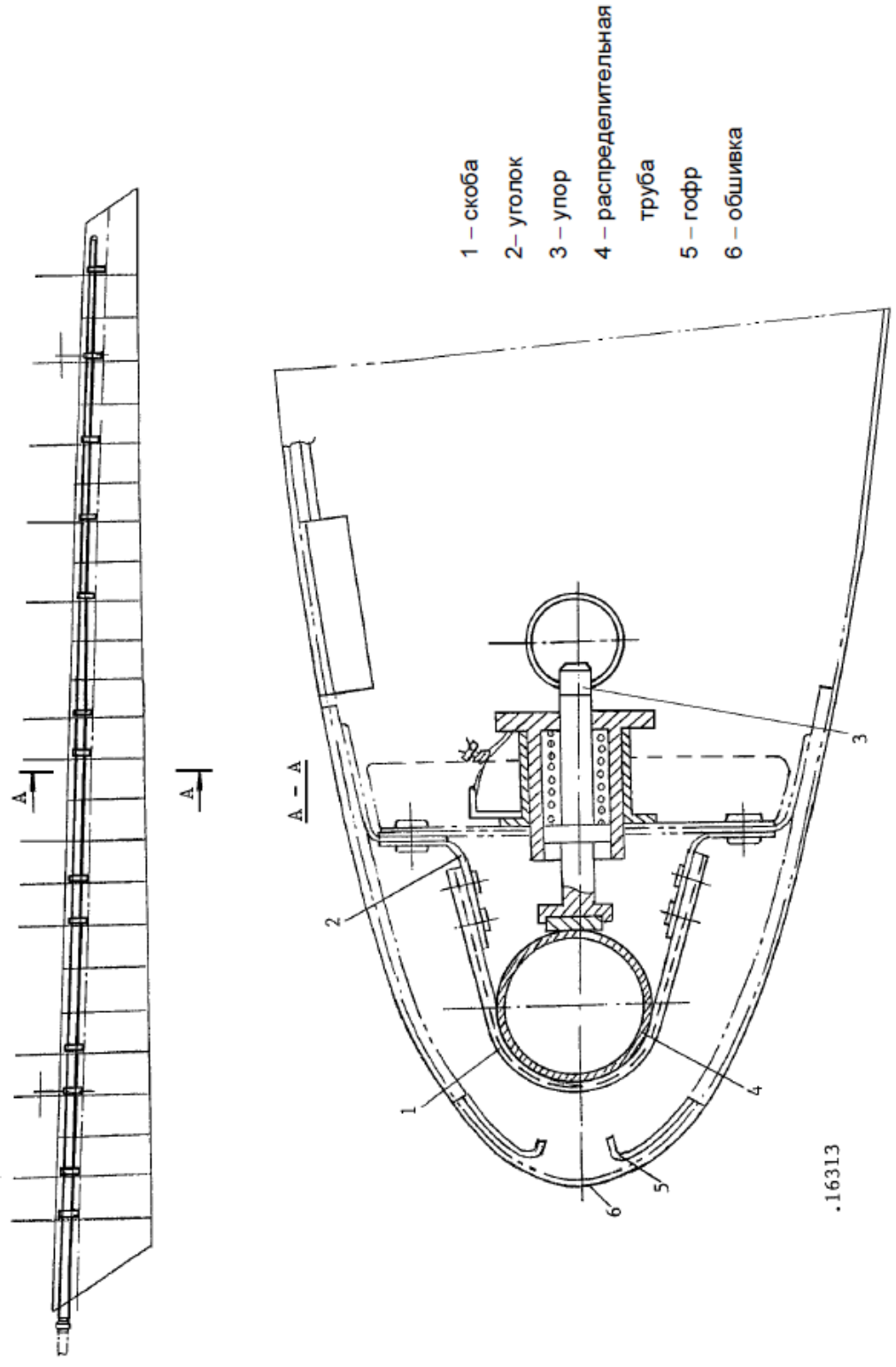


Рис. 1.8.2. ПКС носка стабілізатора

1.9. Протикригова система повітрозабирачів двигунів. Опис і робота.

1.9.1. Опис протикригової системи повітрозабирачів двигунів.

ПКС повітрозабирачів двигунів – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворення або видалення льоду з носків повітрозабирачів двигунів.

Відбір повітря для ПКС повітрозабирачів двигунів виконується від 4ї ступені КВТ двигунів.

УУКП забезпечує блокування включення ПКС повітрозабирача на непрацюючому двигуні.

ПКС повітрозабирачів двигунів керуються в штатній ситуації за допомогою УУКП-148 №2, який забезпечує два режими роботи системи: автоматичний і ручний. Передбачено роздільне керування обігріванням повітрозабирачів двигунів №1 і №2.

ПКС повітрозабирача двигуна – автономна для кожного двигуна, розміщена в правій частині гондоли і в носці повітрозабирача двигуна.

ПКС повітрозабирача двигуна складається з трубопроводів, з'єднаних між собою хомутами. Кріплення трубопроводів до конструкції двигуна за допомогою хомутів і кронштейнів. Трубопрорідини покриті теплоізоляцією.

У склад ПКС повітрозабирача кожного двигуна входять кран-регулятор, два датчики тиску, датчик температури повітря в системі і датчик температури поверхні.

1.9.2. Робота протикригової системи повітрозабирачів двигунів.

При відімкнутій ПКС повітрозбірників двигунів кнопки-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2» віджаті – горять сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло. При натисненні на кнопки-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2» система вмикається в режим

автоматичного керув ння, при цьому гаснуть сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло.

При наявності умов утворення льоду по сигналу сигналізатора утворення льоду УУКП №2 вида є команду на відкриття кранів-регуляторів 6. Кра ни-регулятори відкриваються, гаряче повітря поступає в розподільні труби 4 носків повітрозбірників двигунів. Пода ча повітря регулюється у відповідності з зада ним алгоритмом керування. При цьому верхній діапазон температур для ПКС повітрозбірників двигунів не регламентується.

В автоматичному режимі система вимикається після зняття сигналу «ЛЬОДОУТВОРЕННЯ». При цьому крани-регулятори за крива ються і на УУКП поступають сигнали закритого положення кранів-регуляторів.

В ручному режимі включення ПКС повітрозбірників двигунів проріднитьс я при натисненні кнопки-табло «РУЧ ВКЛ» незалежно від наявності а бо відсутності сигна лу «ЛЬОДОУТВОРЕННЯ» При цьому кнопки-та бло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2» ма ють бути віджаті. Робота системи в ручному режимі а налогічна роботі в автоматичному.

В ручному режимі система вимика ється вручну, шляхом віджимання кнопок-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2».

Якщо через (20^{+5}) с система не вимкнеться, за горяться сигна льні поля «ВІДМОВа» кнопок-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2».

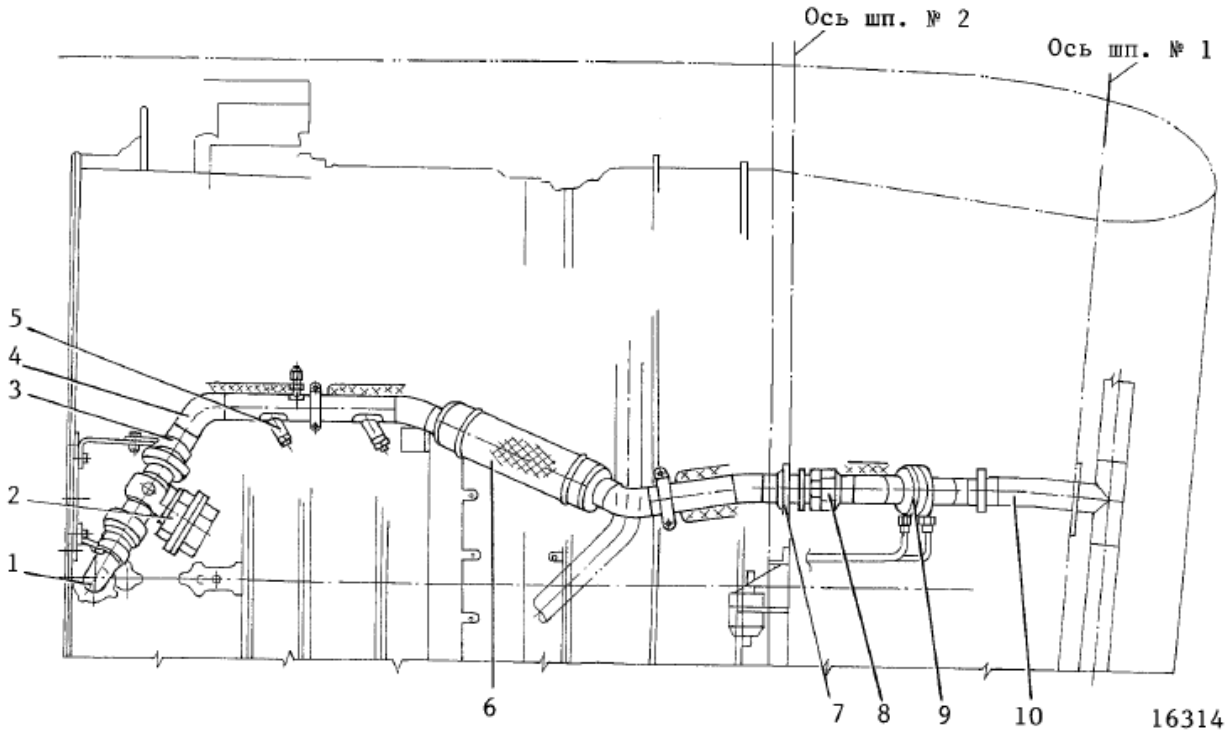
При включеній ПКС повітрозбірників двигунів в ра зі зупинки двигуна а втоматично вимикається ПКС повітрозбірника двигуна, що відмовив.

В ра зі відмови да тчика 3 темпера тури поверхні, що обігріва ється, керування перемикається з основного контуру УУКП №2 на резервний контур цього УУКП.

Якщо при керуванні системою основним контуром через 200 с після включення системи температура нагрівача будь-якого повітрозбірника двигуна не досягла заданої величини, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СУОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керуванні системою резервним контуром через 35-40 с після включення системи значення абсолютного тиску повітря за регулятором вийшло за встановлений діапазон, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СУОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керуванні системою резервним контуром через 30^{+5} с після включення системи темпера тура повітря, що подається в ПКС повітрозбірника двигуна нижче 190°С, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СУОСО вида ється сигна л про відмову відповідної підсистеми.



1 – фланець відбору
2 – кран-регулятор 60088а010000
3 – хомут
4 – патрубок
5 – датчик температури П-109М1
6 – трубопровід
7 – кронштейн
8 – гайка
9 – діафрагма
10 - патрубок

Рис. 1.9.1. Монтаж ПКС на двигуні

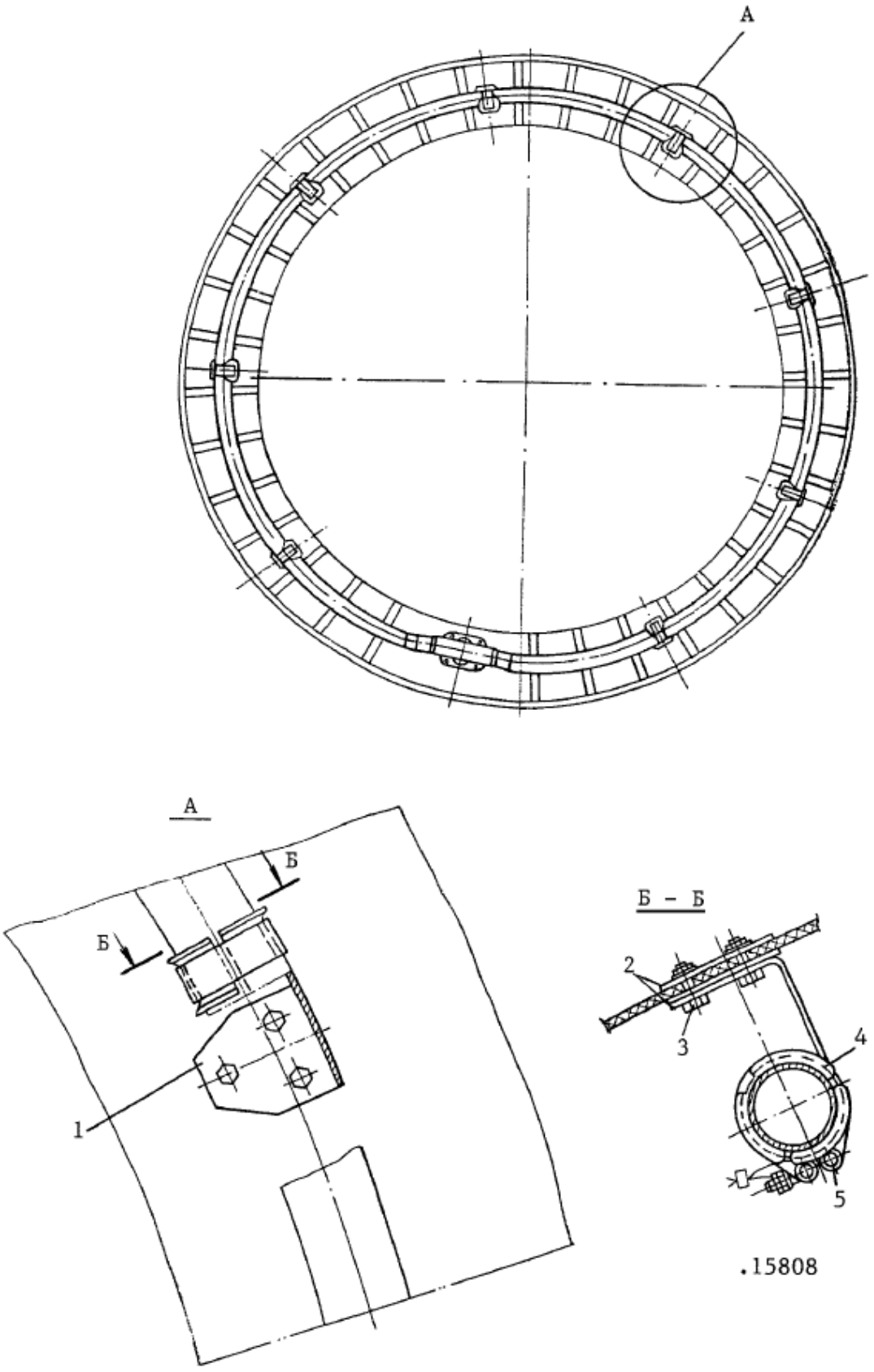


Рис. 1.9.2. Протикригова система в носці збірника повітря двигуна

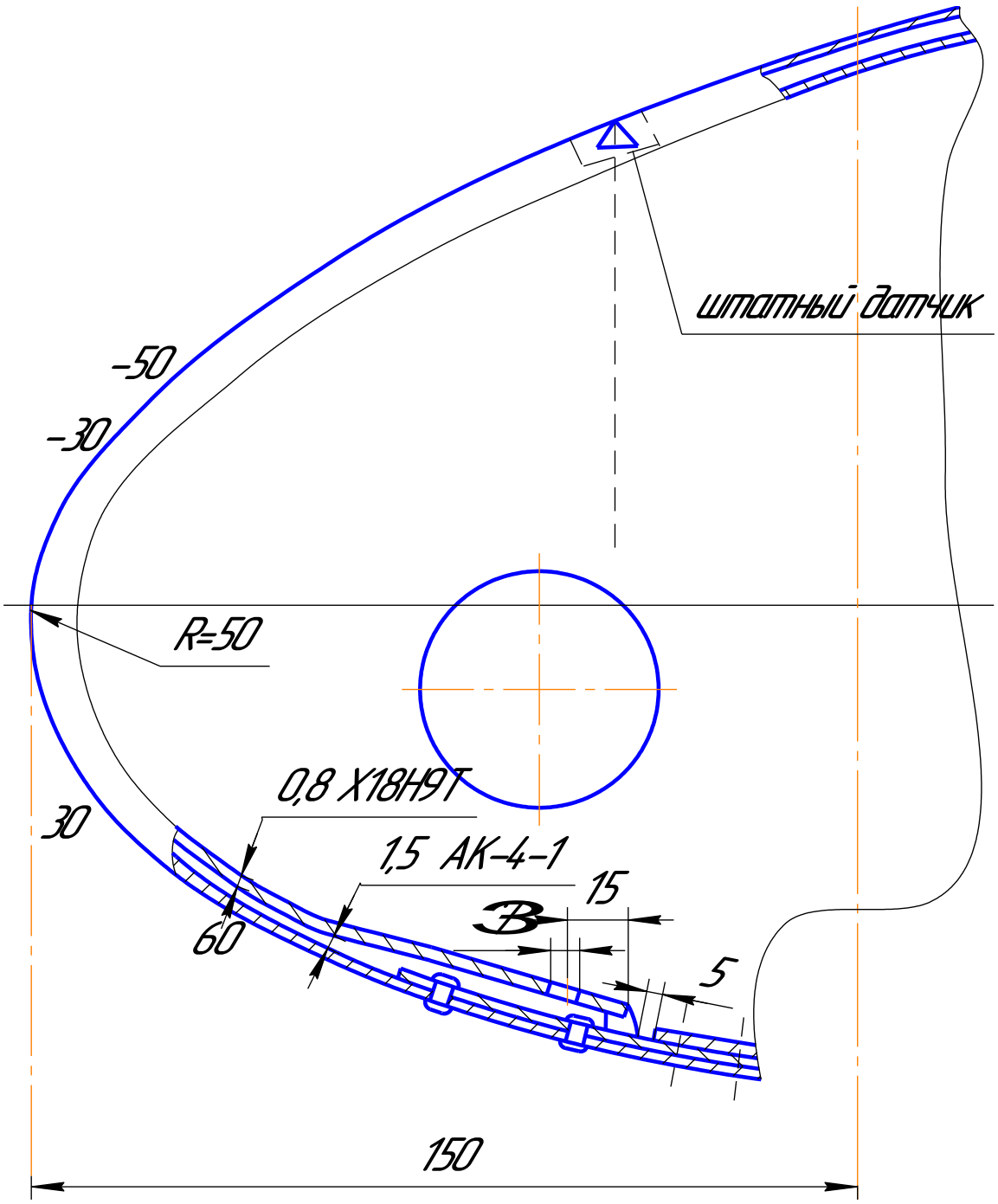


Рис. 1.9.2. Типова конструкція протиобліднювача повітрязабірника

1.10. Протикригова система скла. Загальні відомості.

ПКС скла кабіни екіпажу складається з електротеплової ПКС (ЕТ ПКС) переднього скла циклічної дії і системи підігріву повітря для обдуву переднього і бокового скла.

На грівні елементи розміщені в лівому і пра вому передньому склі. Нагрівний елемент скла складається з трьох ізольованих секцій, всередині ша ру, що склеює, другої (середньої) секції розміщені два датчика температури, один з яких – робочий, другий – резервний.

Підігрів повітря для обдуву скла здійснюється за допомогою двох електронагрівачів 7064, виконується в ослабленому і інтенсивному режимах: про одному включеному електрона грівачі в ослабленому, при двох включених електронагрівачах – в інтенсивному режимі.

Керування обігріванням здійснюється приладами УУТС-140М №1 і 2 (для лівого скла – УУТС-140М №1, для правого скла – УУТС-140М №2). Прилад УУТС-140М №2 управляє також електрона грівачем 7064 підігріву повітря для обігрівання зони ніг пілотів.

Прилад УУТС-140М забезпечує роботу ПКС скла в режимах:

- автоматичного керування;
- ручного керування;
- контролю.

Контроль системи виконується:

- автоматично при підключенні напруги живлення до борт мережі літака (при включенні логічної частини приладу УУТС-140М);
- автоматично в польоті з інтервалом не більше 5 с на відповідність параметрів системи при штатній роботі системи і в відмовних ситуаціях;
- на землі за допомогою БСТО.

В режимі контролю перевіряються:

- Справність приладу УУТС-140М;
- наявність на вході приладу УУТС-140М на пруги 115/200 В по трьом фазам;
- справність ланцюгів живлення нагрівних елементів переднього скла;
- справність ланцюгів і датчиків температури;
- справність ла нцюгів живлення і на грівних елементів електрона гріва чів 7064;
- справність ланцюгів сигналізації перегріву електрона гріва чів 7064 (в польоті не контролюється).

Основні дані:

Напруга живлення постійного струму.....24-30 В
Потрібна потужність……. . не більше 30 Вт
Трьохфазна напруга живлення змінного струму:
- фазне……..108-119 В
- лінійне……195-205 В
- частота……340-510 Гц

Номінальний комутований струм в режимі:
- ослабленого обігрівання…….1,15-2,35 а
- інтенсивного обігрівання……1,9-3,8 а

Потрібна потужність електронагрівача……. не більше 400 Вт
Час безперервної роботи…….12 г.

Прилади УУТС-140М встановлені по лівому і правому бортам, в районі шпагоутів № 1-2.

Електронагріва чі 7064 встановлені під підлогою, по лівому і правому борта, в районі шпангоутів № 6-7. Органи керування обігріванням скла розміщені на лівому і правому пультах.

1.11. Сигналізація льодоутворення.

Для сигналізації утворення льоду на літаку встановлені два сигналізатора льодоутворення EW 164.

Сигналізатор льодоутворення EW 164 призначений для:

- видачі сигналу про утворення льоду;
- видачі сигналу для включення в режимі автоматичного керування ПКС крила і оперення, ПКС двигунів і ПКС переднього скла пілотів.

Сигналізатор утворення льоду припиняє видачу сигналів через (120±5) с після виходу літака з зони льодоутворення.

1.11.1. Опис сигналізатора льодоутворення.

Сигналізатор утворення льоду EW 164 (сигналізатор) призначений для видачі двох незалежних сигналів:

- про льодоутворення;
- для включення ПКС в режимі автоматичного керування.

На літаку встановлено два сигналізатори: основний (№1) і дублюючий (№2).

Сигналізатор представляє собою прилад, що складається з двох функціональних секцій: сенсорної і електронної.

Сенсорна секція (сенсор) складається з:

- фланця;
- висувної трубки з чутливим елементом (мембраною), що знаходиться в повітряному потоці;
- обігрівача;
- резистора з додатнім температурним коефіцієнтом, що служить для виміру температури сенсора.

Електронна секція сигналізатора приймає і обробляє всі вхідні сигнали і формує вихідні сигнали (про наявність утворення льоду, для включення ПКС, про відмову і при контролі – про справність). Вихідні сигнали поступають в блоки УУКП-148 №1, 2 і УУТС-140М №1, 2.

В сигналізаторі передбачений неперервний автоматичний вбудований контроль. Контроль сигналізатора на землі за допомогою БСТО виконується по сигналу з блоку УУКП-148.

Живлення здійснюється постійним струмом напругою 27 в з шин:

- лівого РУ 27 В – сигналізатора № 1;
- правого РУ 27 В – сигналізатора № 2.

Сигналізатор зберігає працездатність при короткочасному вимкненні на пруги живлення на час не більше 80 мс.

Включення сигналізатора відбувається при підключенні наруги 27 В до борт мережі літака, сигналізатор готовий до роботи одразу після завершення авто контролю, який здійснюється за час не більше 1 с.

Сигналізатори встановлені під підлогою в районі шпангоутів № 7-8:

- по лівому борту – сигналізатор № 1;
- по правому борту – сигналізатор № 2.

Основні дані:

Напруга живлення:

- нормальна…… 24-30 В
- допустима…… 18-32 В
- максимально-допустима на протязі
  не більше 100 мс……. 46 В

Потрібний максимальний струм:

- для обігрівання сенсора…… 14 а
- для роботи електронної секції…… 0,25 а

Потрібна потужність при обігріві сенсора:

- номінальна……... 300 В
- максимальна…… 450 В

Потрібна потужність при роботі електронної секції……. 9 Вт

Струм вихідних сигналів на включення:

- сигналізації про льодоутворення……... 0,3 а
- ПКС…….. 1,5 а

Чутливість (гранична товщина льоду)…… 0,5 мм

Час видалення льоду…… не більше 30 с

Час затримки зняття команд на включення ПКС

і сигналізації льодоутворення……. (120±5) с

Час неперервної роботи…….. необмежений

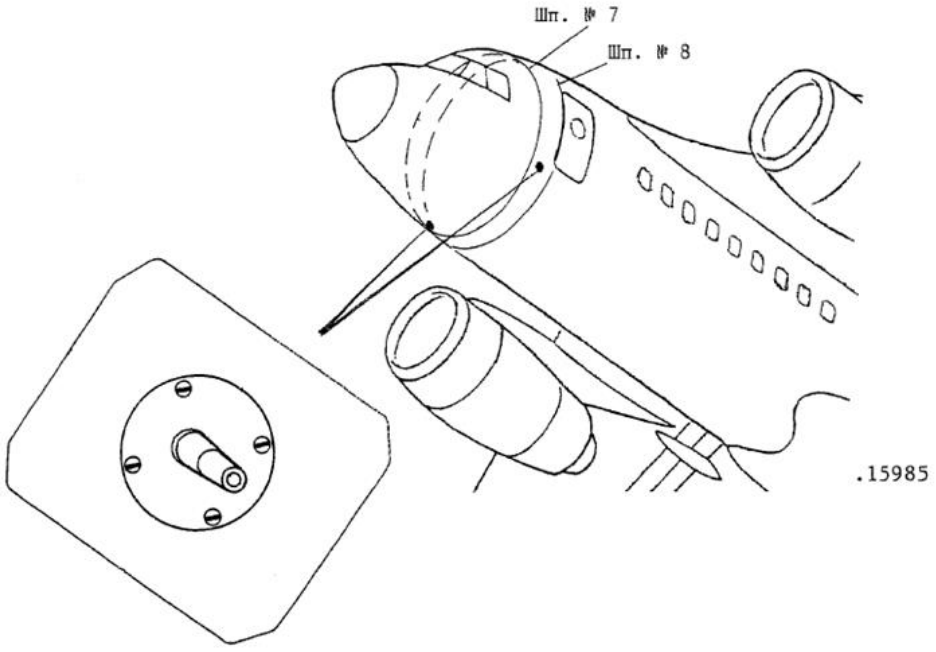


Рис. 1.11.1. Установка сигналізатора льодоутворення EW 164

1.11.2. Робота сигналізатора льодоутворення.

Принцип дії сигналізатора заснований на залежності частоти вихідного сигналу сенсора від товщини льоду на його чутливому елементі – мембрані. При включенні сигналізатора мембрана починає здійснювати коливання, частота яких визначається її жорсткістю. Поява льоду на мембрані збільшує її жорсткість, що призрідинить до збільшення частоти коливань.

Сигнал, що створює сенсор, поступає в електронну секцію, в якій проріджиться порівняння частоти сигналу з граничним значенням виявлення льоду, що зберігається в пам'яті електронної секції.

При товщині льоду, що відповідає чутливості сигналізатора, електронна секція формує командні сигнали на включення:

- обігрівання сенсору (для видалення льоду);
- сигналізації про утворення льоду;
- ПКС крила і оперення, двигунів, скла.

При включенні обігрівання сенсору частота його вихідного сигналу починає дещо змінюватись також і від температури сенсора. По сигналу з резистора сенсора електронна секція компенсує цю зміну частоти.

При температурі сенсора, що перевищує (60±5) °С, обігрівання автоматично вимикається. Якщо лід з мембрани повністю не видалена, після зниження температури сенсора обігрівання вмикається знову. Після скидання льоду з мембрани частота коливань відновлюється.

При виході з зони льодоутворення відключення командних сигналів на включення сигналізації про льодоутворення і протикригових систем відбувається з затримкою по часу (120±5) с.

При контролі сигналізатора на землі за допомогою БСТО сигналізатор на $(9^{+0,5})$ с видає сигнал про наявність утворення льоду. Після зняття цього сигналу на 30 с видається сигнал про справність сигналізатору або про його відмову, якщо сигналізатор несправний.

РОЗДІЛ 2
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Фізичні процеси на поверхні протиобліднювача

Тепловий розрахунок пристроїв протиобмерзаючої 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 обігрівається, 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 обтічного тіла.

Друга частина розрахунку відноситься до області внутрішніх завдань, де розглядається питання передачі потрібної тепловій енергії до зовнішньої поверхні, тобто визначаються основні параметри протиобліднювача, 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 .

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 обледеніння, 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 рідини або льоду з поверхні q_β;

- потік тепла, який випромінюється поверхнею, що нагрівається $q_{изл}$;

- тепловий потік, який виникає в результаті перетворення кінетичної енергії крапель при зіткненні їх з поверхнею $q_{кин}$.

Всі ці теплові потоки є на поверхні незалежно від її температури ($t_п$).

При температурі поверхні ($t_п < 0$), з'являється додатковий потік тепла, який виділяється при кристалізації краплель, що переохолоджені, на поверхні, $q_{кр}$ і теплота $q_л$, що йде на нагрів шару льоду при розігріванні холодної поверхні до 0°С.

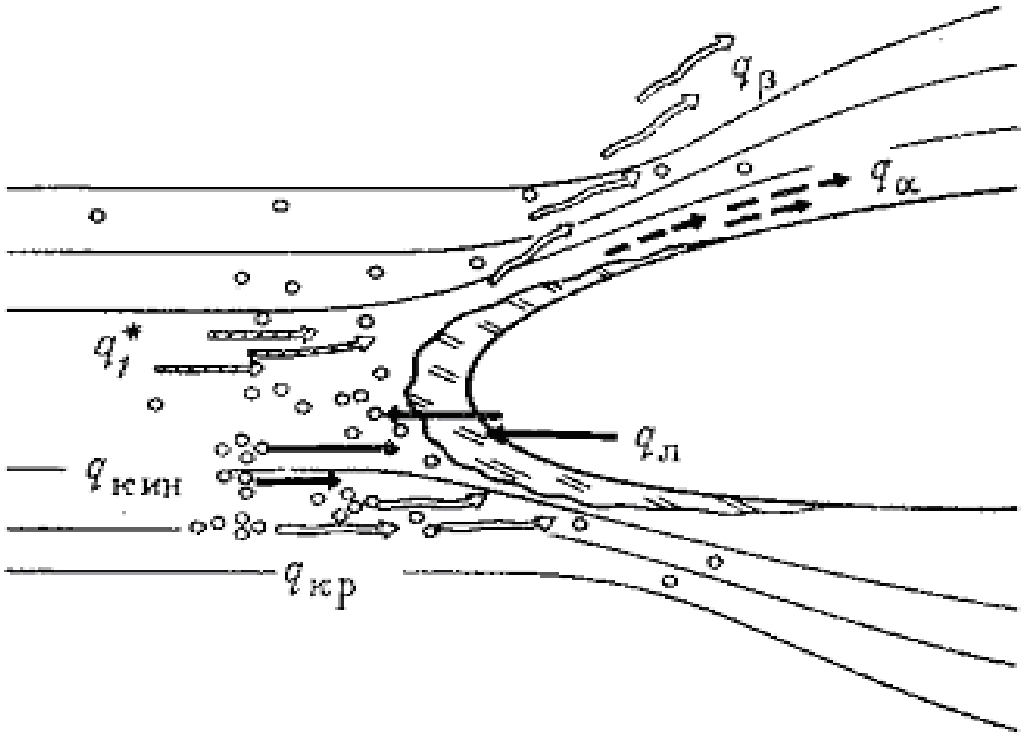


Рис. 2.1 Зображення потоків тепла для необігріваємої поверхні, в умовах обледеніння

При $t_п > 0$, потрібний невеликий потік $q_в$ для розігрівання рідини від температури навколишнього повітря до температури нагрітої поверхні літального апарату. Якщо поверхня, що обігрівається, уловлює кристали льоду, то потрібний додатковий потік $q_{пл}$ тепла для того, щоб розплавити їх.

Рівняння теплового балансу має наступний вигляд:

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

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 випа ровува ння рідини або льоду з поверхні.

Фізичні процеси, що відбува ються на поверхні профілю протягом циклічного нагріву та охолоджування, відповідають вказаним на рис. 2.2.

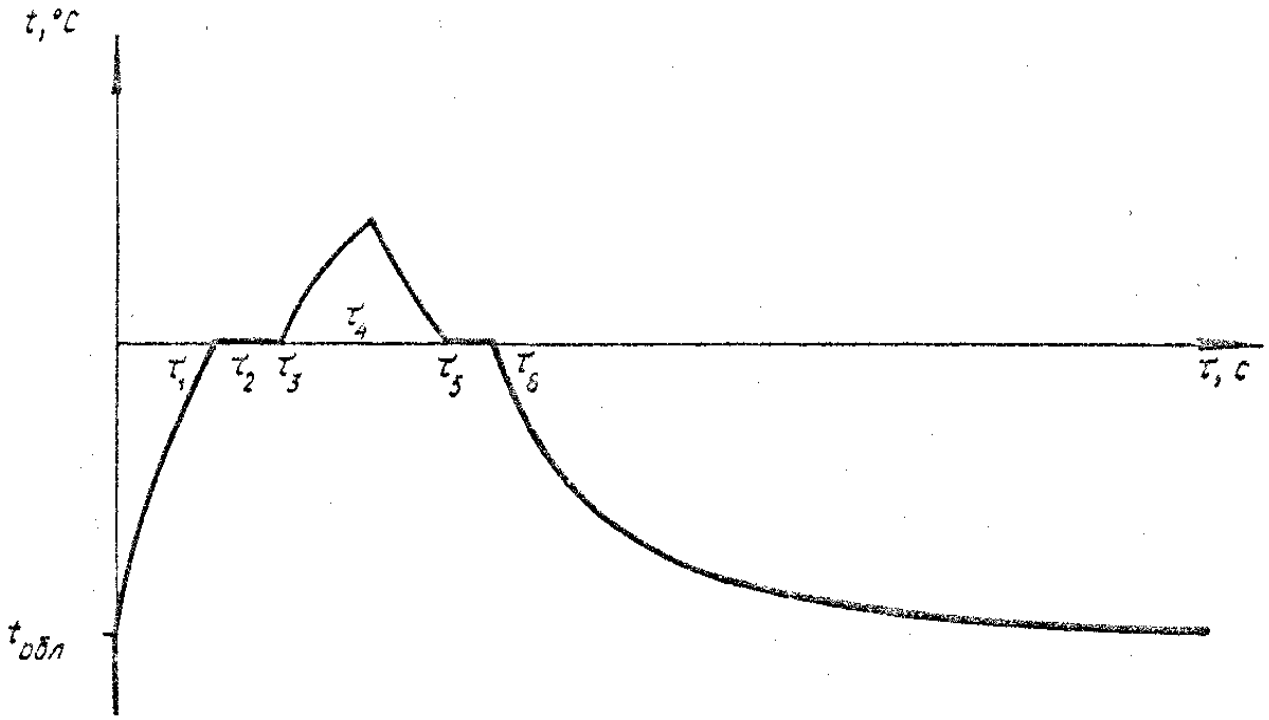


Рис. 2.2 Температурна залежність протиобліднювача від часу при циклічному нагріві.

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

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

де

Lкр - питома теплота кристалізації льоду;

$m_в$- маса рідини, 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 рідини 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 обігрівання протиобліднювача, 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 рідини.

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 (τ_3 - τ_4). При охолоджуванні - картина зовсім інша: з моменту, коли температура холодних крапель порівняється з теплом, накопиченим за рахунок теплоємності (τ_5), часткова кристалізація капель рідини 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 охолоджуванні на поверхні починає з'являтися крижане намерзання, а температура буде знижуватися знову до $t_{обл}$ а

бо. до температури $t_{ост} = t_{обл} + \Delta t_{ост}$, яку матиме поверхня перед повторним включенням.

2.10. Вхідні дані теплового розрахунку

Параметри зледеніння вибрані згідно Додатка С до аП-25.

Геометричні параметри протиобліднювача 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 ºС, а при -30 ºС ще можливе утворення крижаного намерзання на поверхні.

Вибір кількості секцій проріджиться при температурі навколишнього повітря -30 ºС, тому що за даної температури досягається максимальна витрата гарячого повітря для ефективної роботи протиобліднювача . Для визначення пропускної можливості системи при гідравлічному розрахунку застосовується максимальна витрата .

Розрахунок теплового стану протиобліднювача 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, ºС	-10	-30
Висота, м	5000	5000
Водність, г/м^3	0,62	0,143
Діаметр крапель, мкм	22	22

Швидкість польоту, м/с		130	130
Температура подаваючого повітря, ^oC		220	220
Коеф. змочуваності		1	0,25
Коеф. здуву	верхньої поверхні	0,4	1
	нижньої поверхні	1	1

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

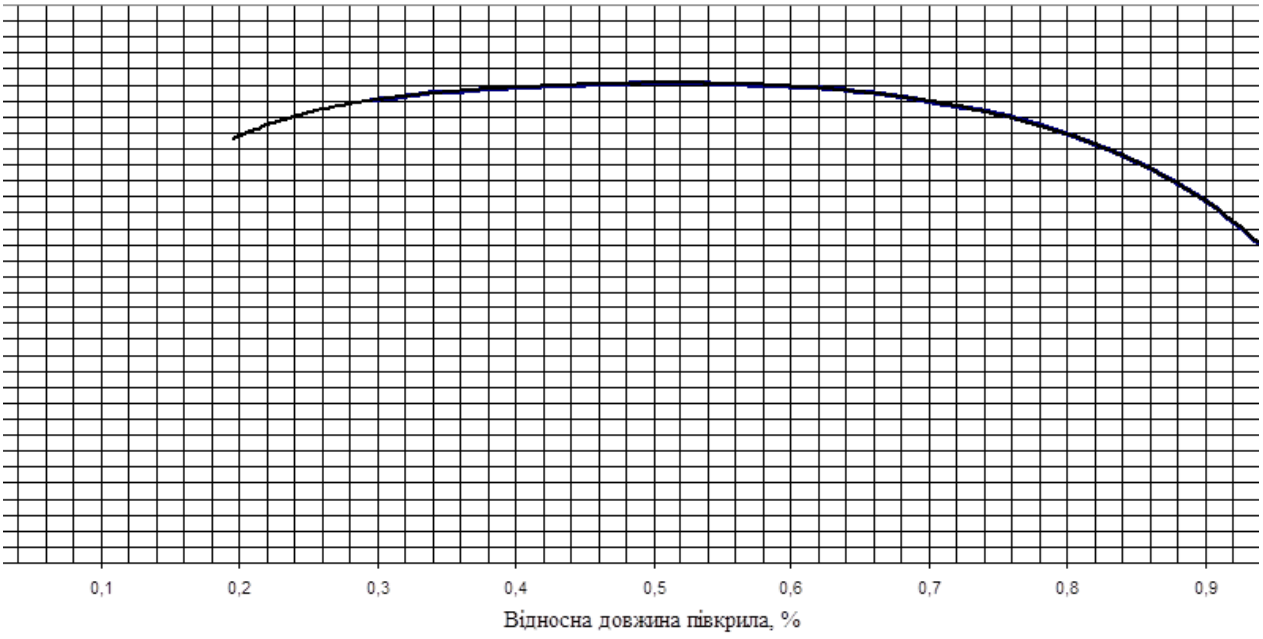


Рис. 2.4. Розподілення коефіцієнту підйомної сили C_y крила ЛА ан-148 при V=130м/с, Н = 5000м

2.3. Визначення допустимої товщини льоду на поверхні літального апарату та часу за який вона утвориться

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

Розрахунок ведемо для перетину крила для $Z_{відн} = 0{,}6084$.

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

Потім знаходимо площу осівшої рідини за формулою:

$$S = \frac{M}{Kсд \cdot \rho_л \cdot A_{гофра}}$$

де

M – маса осівшої рідини;

$\rho_л$ – густина льоду;

$a_{гофра}$ – шаг гофру , 4,5см;

$К_{сд}$ – коефіцієнст сдуву крапель з поверхні протиобліднювача .

Висоту крижаного намерзання знаходимо використовуючи наступну формулу:

$$h_{льоду} = \frac{S}{L_{улов}}$$

де

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

Зони контакту крапель для даного режиму польоту будуть наступними:

для температури -30 ºС:

— нижня поверхня 215мм;

— верхня поверхня 21мм;

для температури -10 ºС:

— нижня поверхня 187мм;

— верхня поверхня 18мм;

Оскільки під ча с охолодження секції, буде працювати тепловий ніж, ширина якого приблизно 18 мм, то довжина зони на якій утворюватиметься крижане намерзання для нижньої поверхні буде 215мм, а для верхньої поверхні приймаємо 75мм, оскілки на малому проміжку в 12мм рідина не буде охолоджувати ися, через ніж, а буде стікати.

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 льоду, що намерзла на поверхні повітряного судна, 2 мм при даному режимі польоту буде досягнута на верхній поверхні:

— для температури -30 ºС через 200 с;

— для температури -10 ºС через 80 с.

Отже температура протизаморужувача крила не повинна бути нижчою за 0 ^{0}С за часом не більше ніж 200 с та 800с.

Таблиця 2.7

Визначення висоти льоду при $T_{нв}$ = -30 ºС

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 рідини	верхня поверхня, г/гофр	0.12	0.43	0.64	0.93	1.24	1.34	1.61	2.04	2.71	4.04
	нижня поверхня, г/гофр	0.15	0.481	0.90	1.21	1.61	1.72	2.09	2.59	3.42	5.11
Площа льоду	верхня поверхня, см^2	0.072	0.224	0.372	0.521	0.672	0.73	0.98	1.122	1.51	2.27
	нижня поверхня, см^2	0.099	0.287	0.475	0.667	0.87	0.95	1.16	1.412	1.886	2.82
	Загальна, см^2	0.1721	0.512	0.86	1.182	1.528	1.691	2.034	2.53	3.32	5.09
Висота льоду	верхня поверхня, см	0.0091	0.026	0.048	0.062	0.088	0.092	0.117	0.11	0.198	0.282
	нижня поверхня, см	0.0042	0.014	0.021	0.035	0.035	0.042	0.051	0.02	0.085	0.131

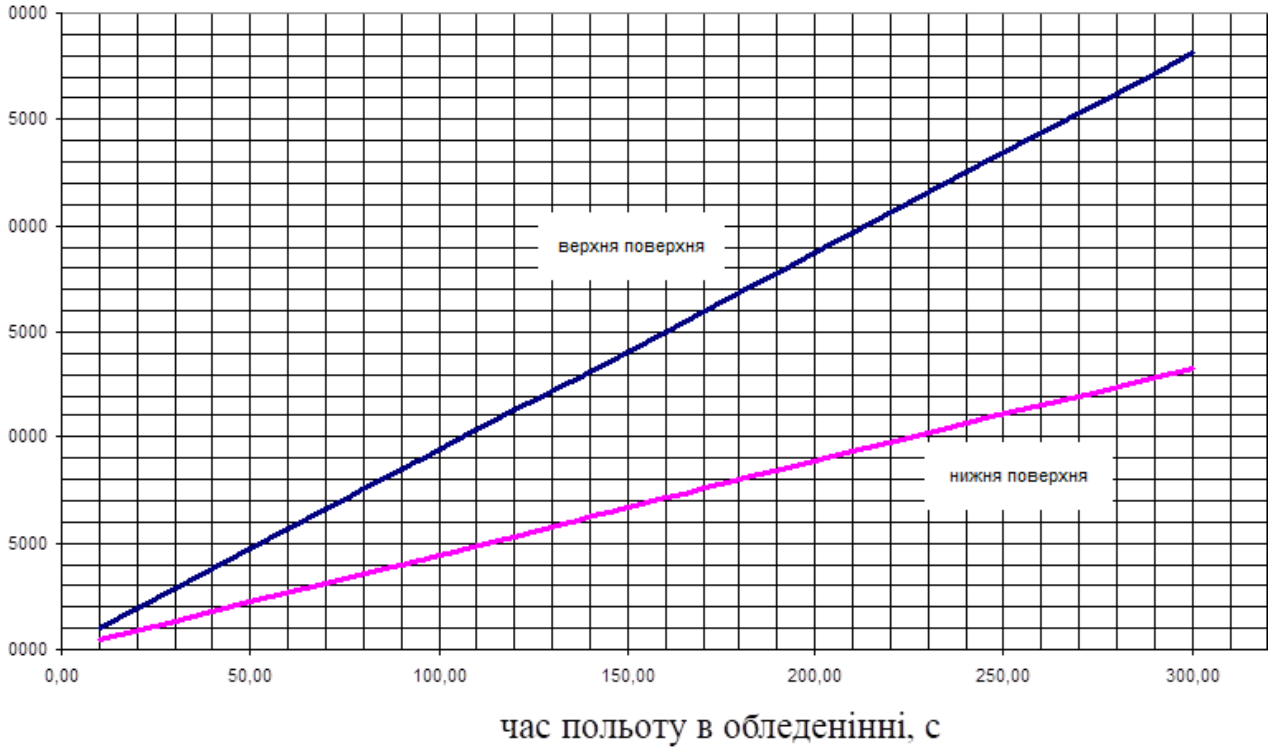


Рис. 2.5 Графік швидкостей наростання льоду на поверхні протиобліднювача при Тнв = - 30°С

Таблиця 2.8

Визначення висоти льоду при $T_{нв}$ = -10 °С

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 рідини	верхня поверхня, г/гофр	0,24	0,62	1,11	1,55	2,02	2,21	2,74	3,45	4,52	0,21
	нижня поверхня, г/гофр	0,56	1,76	2,92	4,15	5,32	5,96	7,07	8,81	11,87	0,52
Площа льоду	верхня поверхня, $см^2$	0,18242	0,5393	0,9032	1,948	1,6232	1,8012	2,1624	2,7088	3,6121	0,183
	нижня поверхня, $см^2$	0,23456	0,7012	1,1712	1,6348	2,1011	2,3469	2,8213	3,5234	4,6321	0,232
	За га льна , $см^2$	0,41698	1,2543	2,0235	2,9234	3,7231	4,1123	4,9421	6,2321	8,2563	0,414

Продовження табл. 2.8.

Висота льоду	верхня поверхня, см	0,02321	0,0321	0,1142	0,1544	0,2024	0,2265	0,2721	0,3452	0,4521	0,043
	нижня поверхня, см	0,01222	0,0342	0,0632	0,0812	0,1073	0,1237	0,1412	0,1835	0,2412	0,053
Висота льоду	верхня поверхня, см	0,02212	0,0642	0,1112	0,1553	0,2013	0,2221	0,2528	0,3422	0,4523	0,029
	нижня поверхня, см	0,01225	0,0324	0,0642	0,0812	0,1054	0,1221	0,1442	0,1821	0,2453	0,011

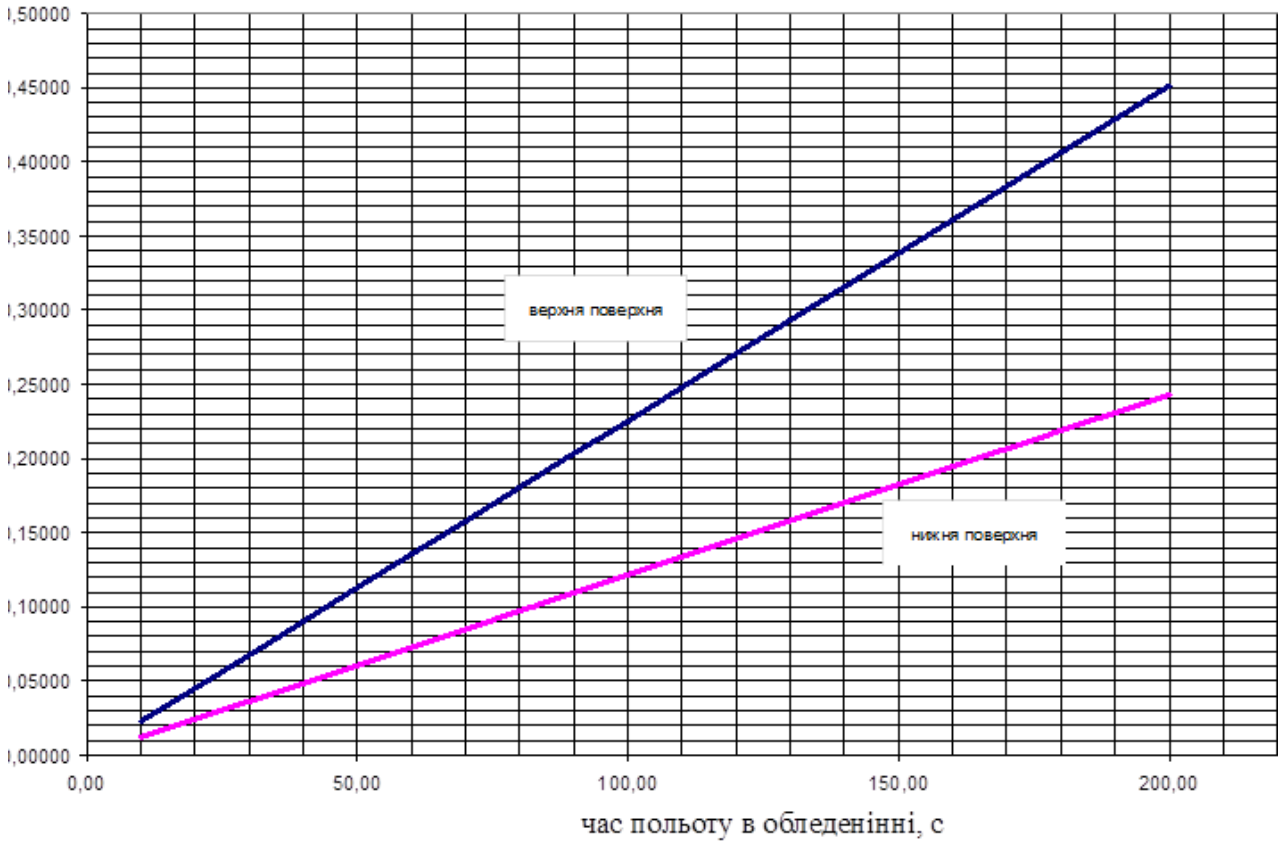


Рис. 2.6 Графік швидкості наростання льоду на поверхні протиобліднювача при Тнв = - 10°С

2.4. Вибір кількості секцій протизаморожувачів

2.4.1. 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 протиобліднювача який розподілений на дві, три та чотири секції при температурі навколишнього повітря – 30 °С.

Враховуючи, що температура протиобліднювача при даних умовах польоту не повинна бути менше 0 °С більше ніж 00 секунд, визначимо тривалість циклів нагріву та охолодження.

Тривалість одного циклу можна обчислити за формулою:

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

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:

$\tau_{облед}$ =200с, $\tau_{кл}$= 5с, $\tau_{охл} \approx$ 25с.

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	170	160	340
3	215	115	320
4	225	75	310

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

Температура поверхні теплового ножа повинна бути приблизно 5°С на відста ні 10мм від критичної точки по верхній та нижній поверхні протиобліднювача .

Розрахунок проріджиться для перетину крила з $Z_{відн}$ = 0,611 (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 тепловому ножі при розбитті крила на 2 секції

Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протиобліднювача, °С	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	15	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 протиобліднювача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
		низ	верх
0.031	6	20	20
0.0323	7	30	20
0.032	8	40	50
0.043	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 протиобліднювача, °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 – 0,07 кг/с
- для 3-х секцій – 0,05 кг/с

- для 4-х секцій – 0,04 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 протиобліднювача, оС	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.087	7	10	10
2	0.066	10	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 протиобліднювача, ^oC	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.042	7	15	15
2	0.027	8	15	15
3	0.027	10	15	45

Таблиця 2.15

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

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протиобліднювача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.03	10	20	20
2	0.03	9	20	15
3	0.03	6	20	15
4	0.03	6	10	10

2.4.3. Визначення необхідної витрати та необхідної зони обігрівання повітря для ефективної роботи протиобліднювача крила

Для ефективної роботи протиобліднювача крила температура його поверхні не повинна бути меншою за 5°С. Така температура повинна зберігатися на всій ділянці зони уловлювання крапель рідини.

Для верхньої частини крила, як свідчать результати випробувань літаків ан-22, ан-38 та ан-140, зона з температурою більшою за 5°С 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 рідина осідаючи не відразу застигає, а продовжує стікати далі.

Кількість необхідної витрати будемо знаходимо через наступний розрахунок теплового стану протиобліднювача при заданій витраті гарячого повітря .

Розрахунки теплового стану протиобліднюва ча на ведені 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 протиобліднювача, °С		Довжина зони обігрівання від	
		максимальна	на кінцях зони обігрівання	низ	верх
1	0.16	20	4	103	126
	0.19	22	4	165	186
2	0.15	21	5	63	145

Таблиця 2.17

Результати розрахунку теплового стану секцій при розбитті крила на 3 секції

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протиобліднювача, °С		Довжина зони обігрівання від критичної точки, мм	
		максимальна	на кінцях зони обігрівання	низ	верх

1	0.1	18	1	104	143
	0.12	22	4	165	194
	0.15	25	4	165	245

Продовження табл.. 2.17.

2	0.11	21	6	74	144
	0.13	23	4	101	252
	0.14	34	11	101	265
	0.21	23	37	97	253
	0.34	42	35	97	254
3	0.1	21	5	62	112
	0.12	28	6	74	171
	0.15	34	12	74	171
	0.2	26	4	74	171

Таблиця 2.18

Результати розрахунку теплового стану секцій при розбитті крила на 4 секції

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протиобліднювача, °С		Довжина зони обігрівання від критичної точки, мм	
		максимальна	на кінцях зони обігрівання	низ	верх
1	0.08	22	5	165	192
	0.1	24	6	165	192

2	0.09	23	4	115	122
	0.11	25	5	125	153
3	0.09	21	4	87	122
	0.11	22	6	87	165
4	0.09	21	5	64	117
	0.11	21	4	64	149

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

— для 2-х секцій : 0,15 кг/с для 1-ї секції та 0,14 кг/с для 2-ї секції;

— для 3-х секцій : 0,14 кг/с для 1-ї секції та 0,11 кг/с для 2-ї та 3-ї секцій;

— для 4-х секцій : 0,11 кг/с для 1-ї секції та 0,8 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].

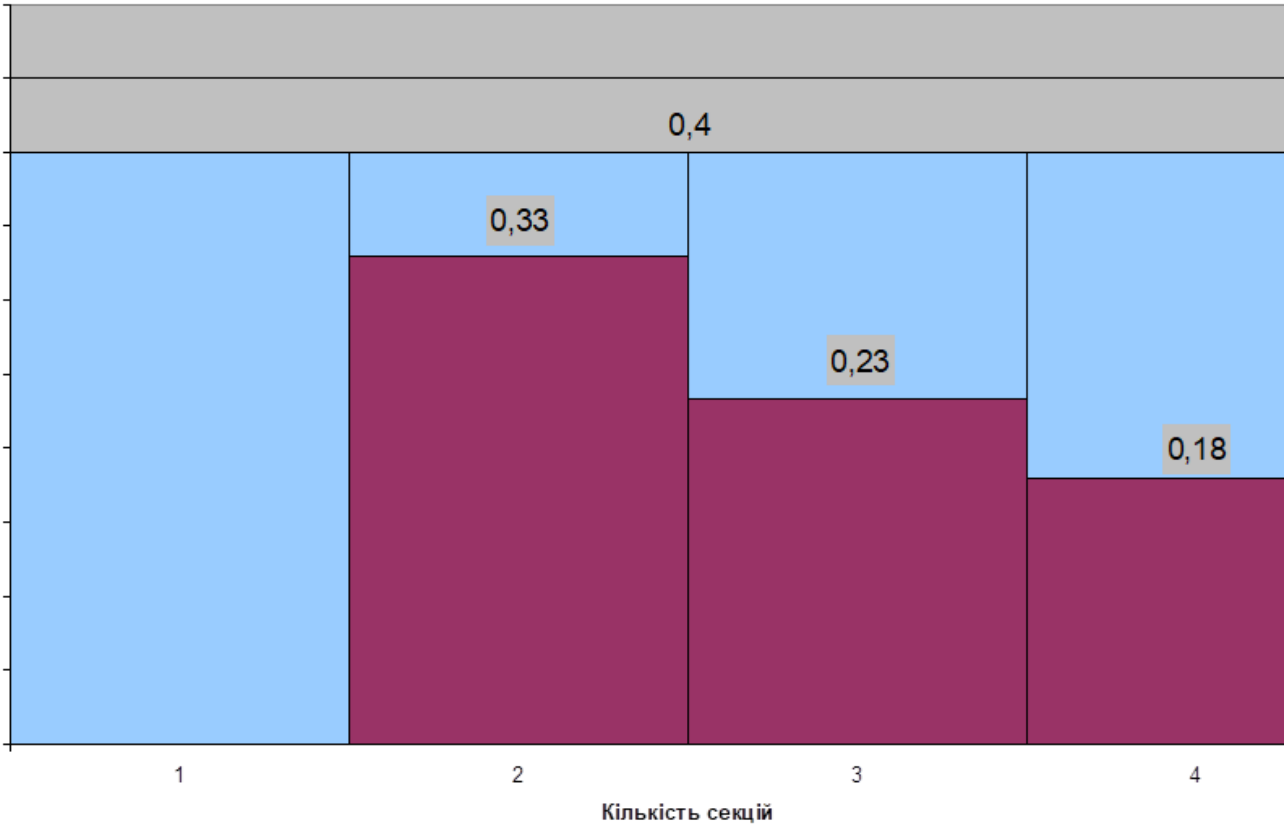


Рис 2.7 Залежність максимальної трати повітря зкількістю секцій

2.4.4. Розрахунок ваги ПКС

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

Вагу ПКС можна обчислити за наступною формулою:

$$G_{ПКС} = G_л + \Delta G^e{}_n + \Delta G^e{}_{nm} + \Delta G^e{}_o$$

де

$G_к$ – вага конструкції ПКС

$\Delta G^e{}_n$ - вага палива, необхідна для транспортування конструкції ПКС;

$\Delta G^e{}_{nm}$ - вага, еквівалентна потужності, яка необхідна для роботи ПКС;

$\Delta G^e{}_o$ - вага, еквівалентна лобовому опору, який викликає окремі частини ПКС

Вага конструкції ПКС, яка встановлена на літаку протипі ан-148 складає 97 кг.

У ПКС, яка розробляється в цьому дипломному проекту додатково у крилі буде встановлено циклічні клапани (ЦК) УФ 96553-040, вага яких складає 1,34 кг. Також додатково будуть встановлені вузли підрідина повітря в предкрилок (вага кожного ВППвП 2,6кг), та додатковий монтаж труб підводу повітря до ПКС у самому крилі, вага якого 0,4 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:

$$\Delta G = 2 \cdot 2.3 + 4 \cdot 1.32 + 8 \cdot 0.5 = 14,12 \text{ кг;}$$

для 3х секцій:

$$\Delta G = 4 \cdot 2.3 + 6 \cdot 1.32 + 12 \cdot 0.5 = 23,61 \text{ кг;}$$

для 4х секцій:

$$\Delta G = 6 \cdot 2.3 + 8 \cdot 1.32 + 14,1 \cdot 0.5 = 32,11 \text{ кг;}$$

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

- для 2х секцій 109,11 кг;
- для 3х секцій 118,62 кг;
- для 4х секцій 127,24 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 0,62 кг/год;
- для 3х секцій на 1,01 кг/год;
- для 4х секцій на 1,42 кг/год.

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

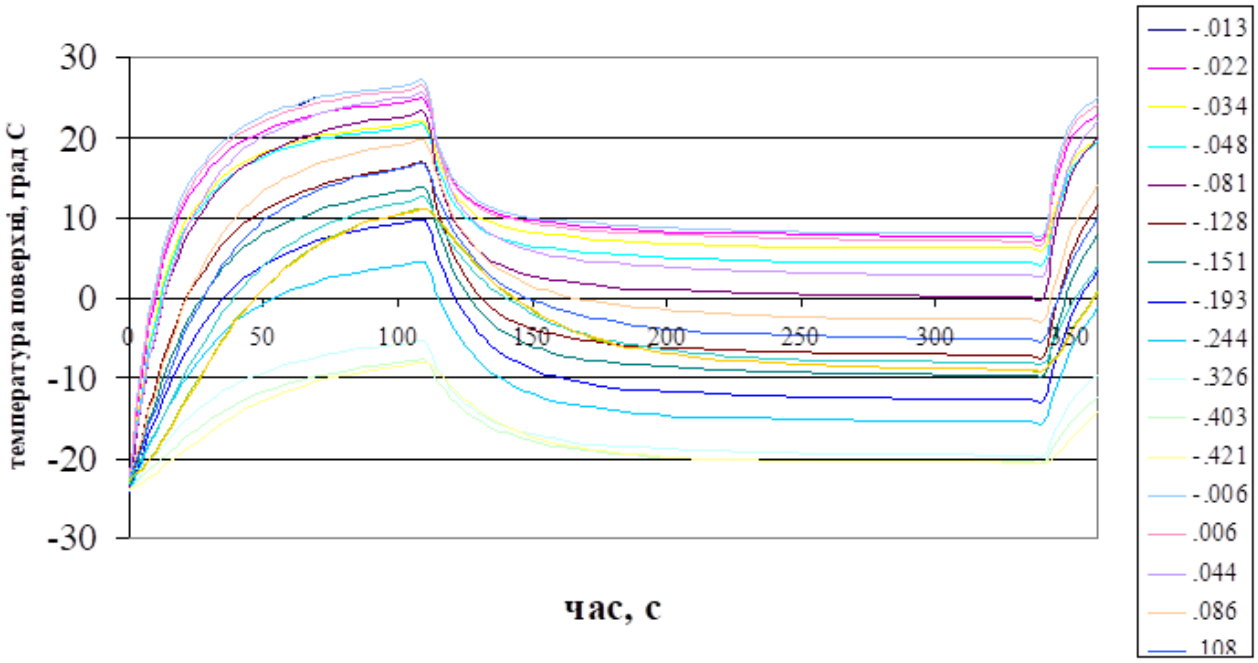
- для 2х секцій на 7,1%;
- для 3х секцій на 9,7%;
- для 4х секцій на 10,8%.

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 8 кг/год;
- для 3х секцій на 15 кг/год ;
- для 4х секцій на 17 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.

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



2.8 Теплова характеристика 1 секції

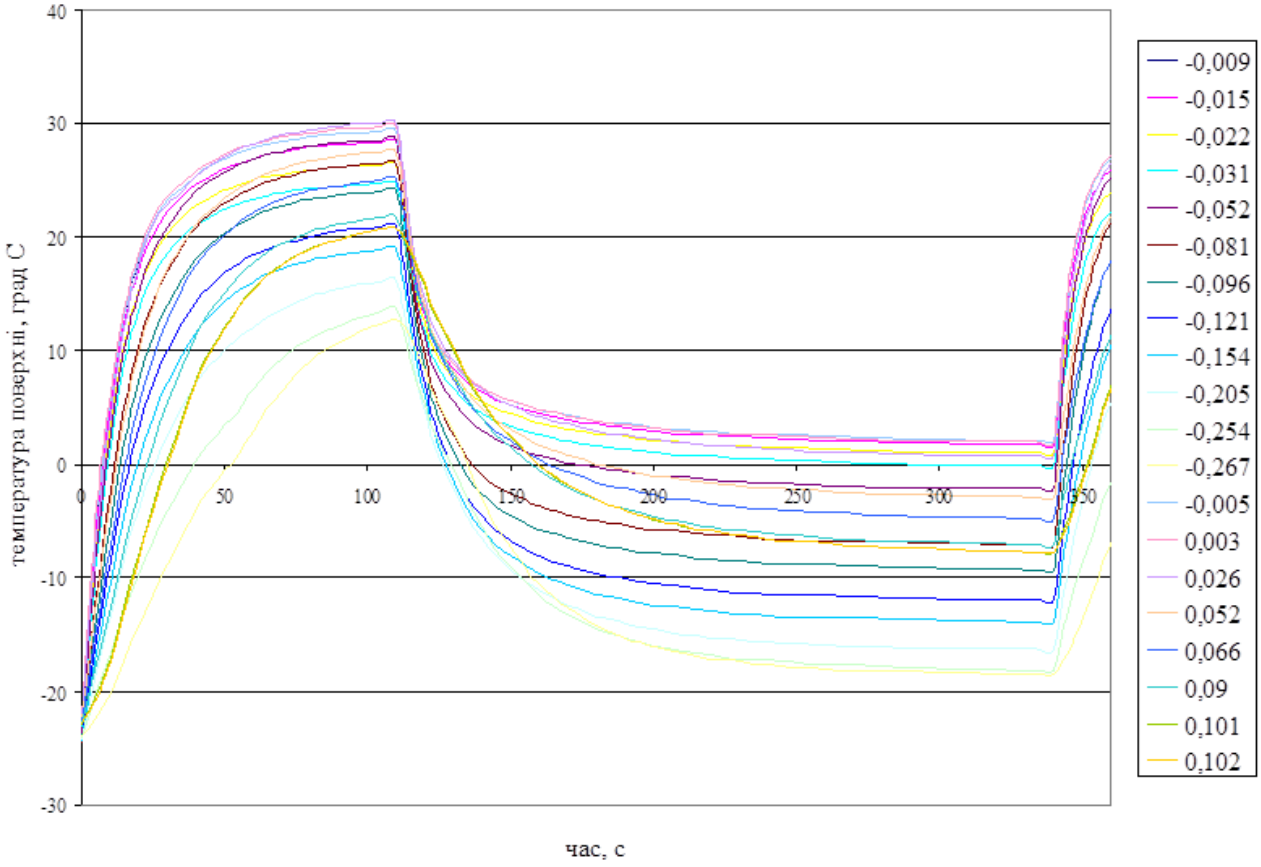


Рис. 2.9 Теплова характеристика 2 секції

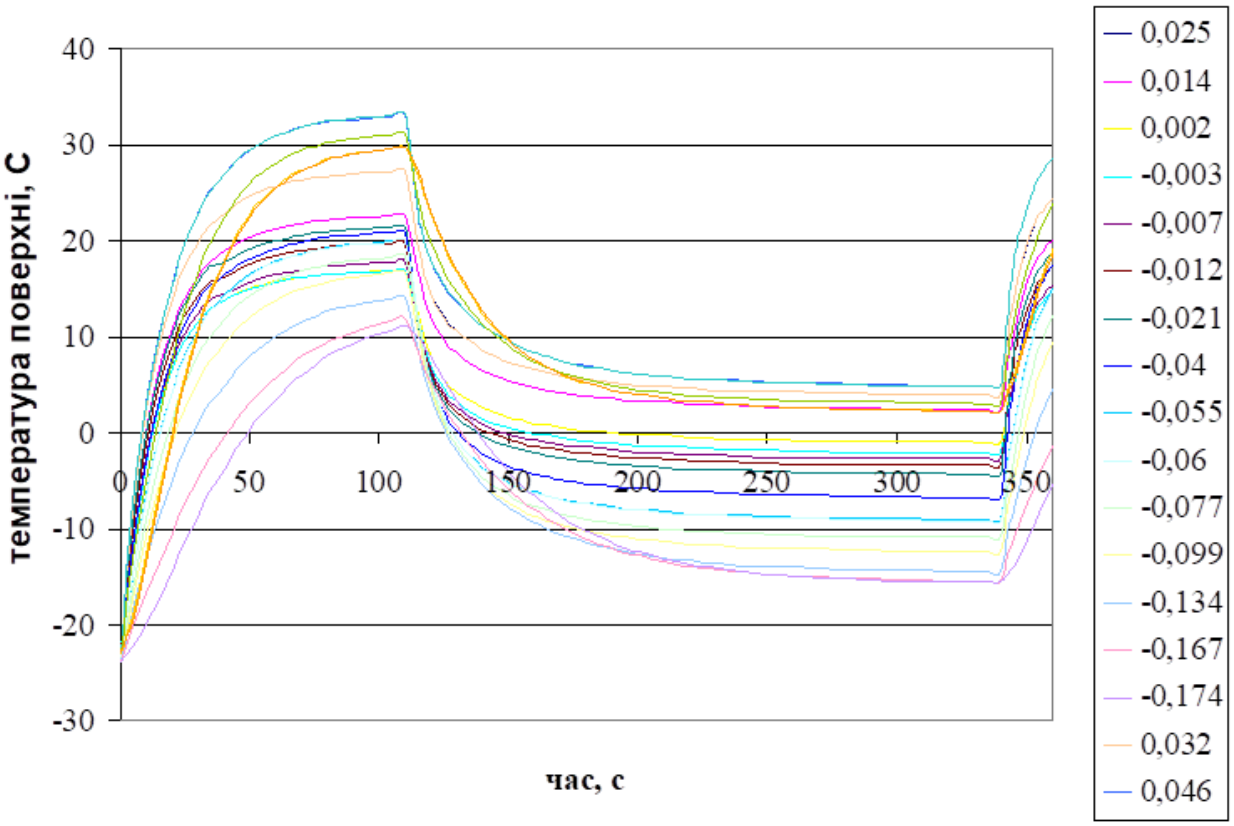
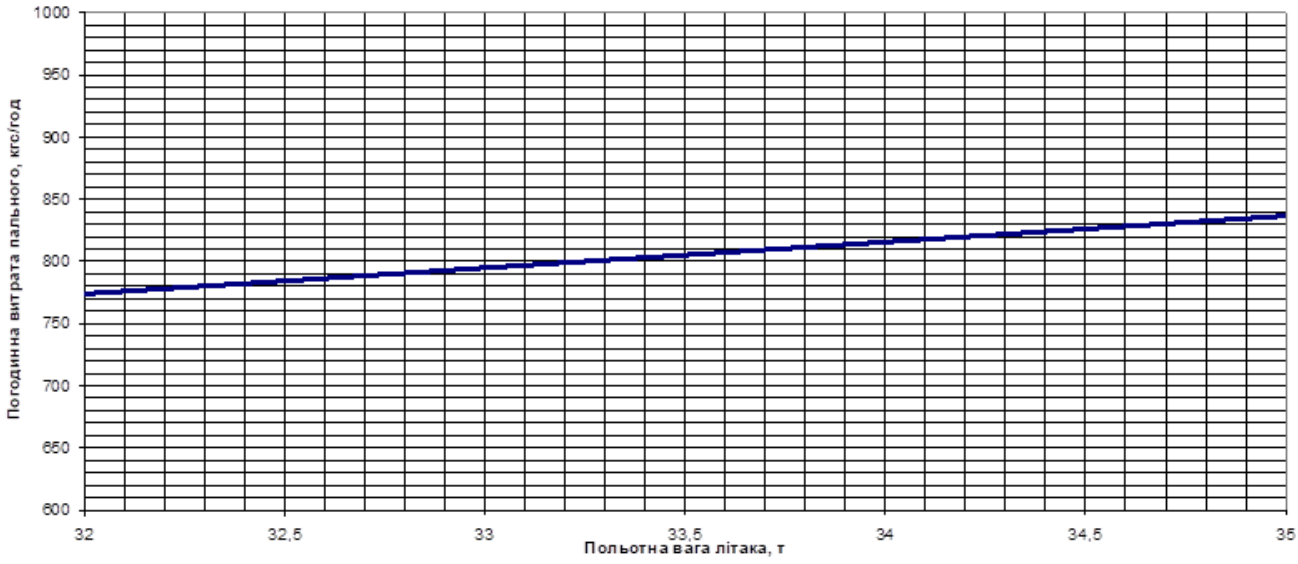


Рис. 2.10 Теплова характеристика 3 секції



2.11 Залежність витрати палива 1 двигуна Д-436-148 від льотної маси літака, при швидкості польоту 130м/с, висоти 5000м і $T_{нв}$=-30 ºС

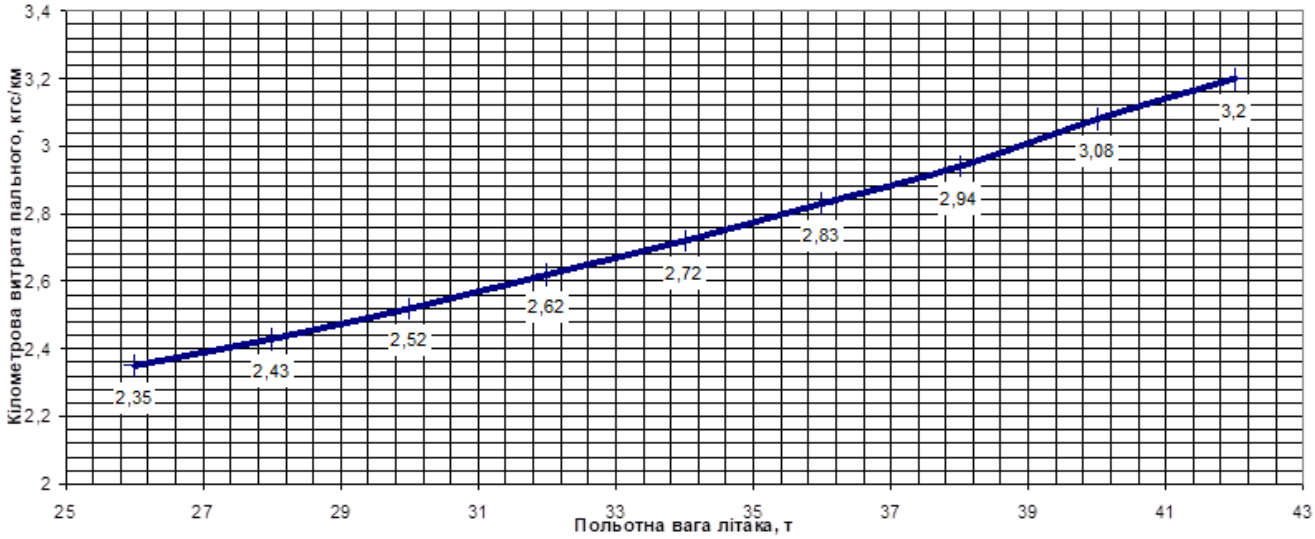


Рис. 2.12 Залежність кілометрової витрати палива від льотної маси ЛА для V польоту 130м/с, Н 5000м та $T_{нв}$=-30 ºС

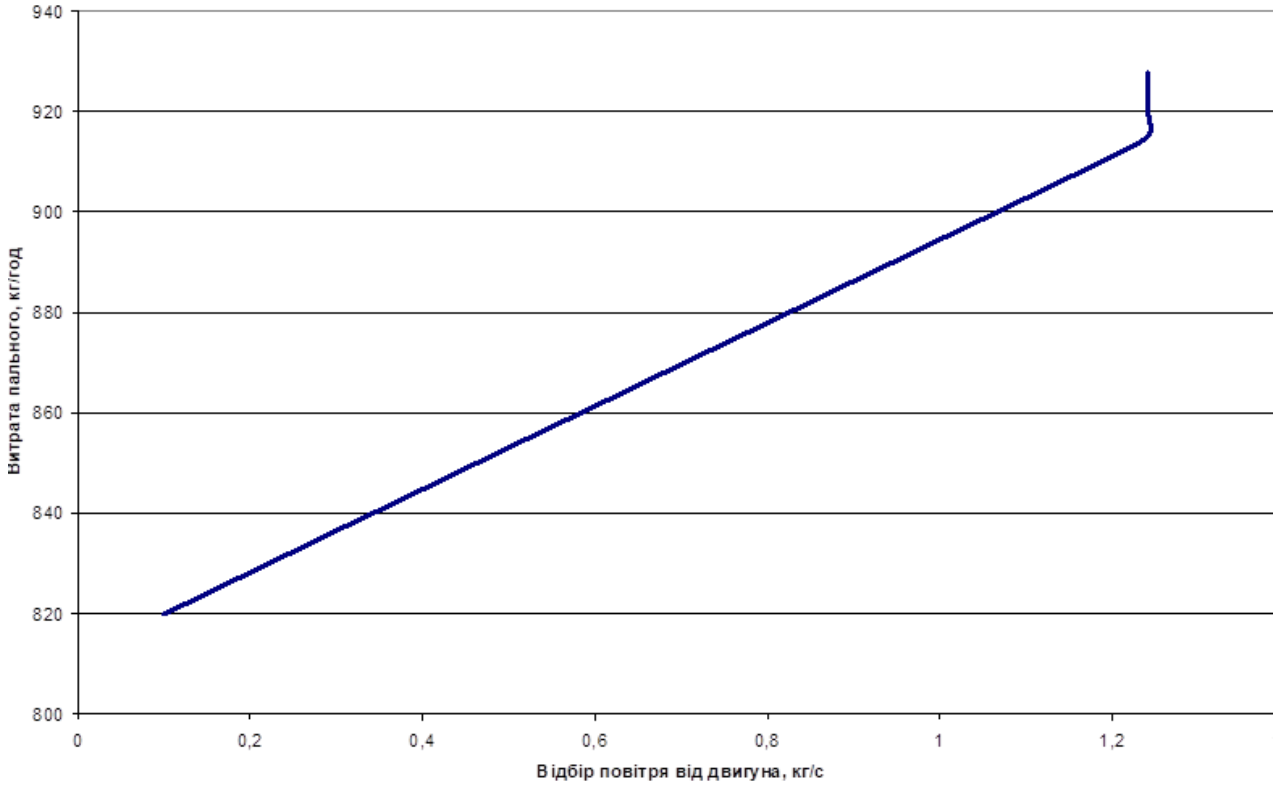


Рис. 2.13 Залежність трати пального з відбором повітря від двигуна

2.5. Тепловий розрахунок

За формулою 2.38 часові параметри циклу будуть наступні:

- час нагріву секції 43с;
- час охолодження секції 100с.

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 протиобліднювача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
		низ	верх
0.02	5	10	10
0.015	6	25	25
0.02	6	55	55
0.023	8	65	70
0.025	8	65	70
0.035	11	205	105

Таблиця 2.20

Результати розрахунку теплового стану секцій при працюючому тепловому ножі

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Максимальна температура протиобліднювача, °С	Довжина ножа від критичної точки, мм	
			низ	верх
1	0.01	5	15	15
2	0.01	5	15	15
3	0.01	5	20	25

Таблиця 2.21

Результати розрахунку теплового стану секцій

№ секції	Витрата повітря, кг/с	Температура протиобліднювача, °С		Довжина зони обігрівання від критичної точки, мм	
		максимальна	на кінцях зони обігрівання	низ	верх
1	0.09	16	1	165	266
	0.11	17	1	162	266
2	0.08	15	4	91	245

	0.09	16	4	98	245
3	0.09	17	5	168	86
	0.13	17	6	169	82

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

- для 1-ї секції 0,01 кг/с на тепловий ніж, та 0,09 кг/с при відкритому ЦК;
- 0,01 кг/с на тепловий ніж, та 0,08 кг/с при відкритому ЦК для 2-ї та 3-ї секцій.

2.6. 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.

2.7. 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.

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

Розрахунок проріднимо для висоти 5000м ($P_н$ = 0,557 кг/см^2). Система повинна забезпечити наступні витрати повітря:

- 185 кг/год для 1-ї секції в передкрилку, та 51 кг/год на тепловий ніж;
- 62 кг/год для 1-ї секції в невідхиляємому носку, та 17 кг/год на ніж;
- 299 кг/год для 1-ї секції в відхиляємому носку, та 83 кг/год на ніж;
- 425 кг/год для 2-ї та 3-ї секцій, та 105 кг/год на ніж.

2.8. Опис роботи системи.

Гаряче повітря відбирається від 4ї ступені компресора на повітрозбірник (п/з) 5. Кран-регулятор (за слінка) 1 регулює відбір від компресора , і знижує при необхідності тиск повітря. Кра н-регулятор 2 стра влює повітря в а тмосферу, змінюючи при цьому витра ту повітря через (п/з), з метою отрима ння за да ної темпера тури поверхні п/з. Кран 4 регулює темпера туру повітря, що поступає з 7ї ступені компресора , потоки з 4ї і 7ї ступені змішуються в т. В. Кра н 3 регулює тиск в СКП і за необхідності вимикає відбір на СКП.

Результати теплового розрахунку
повітрозбірника ан-148:

Розра хунок проведено для режимів ЗМГ (земний ма лий га з) і крейсерський реж. Дані розрахунку приведені в Табл. 1.

$t_{зп}$ темпера тура зовнішнього повітря, t_4, t_7 – темпера тури на виході 4ї і 7ї секцій повітрозбірника.

На режимі ЗМГ (стоянка на землі) працює тільки СКП. Температура на вході в СКП повинна бути 185°С, ма ксима льна витрата – 0,45 кг/с. Відбір повітря виконується тільки від 7ї ступені компресора. На крейсерському режимі (при $\alpha_{руд}$ = 45°) відбір повітря проріднитьсяся від обох секцій компресора. При $t_{нв}$ = 10°С пра цює тільки СКП із витра тою 0,35 кг/с. Для за безпечення потрібної темпера тури в СКП в 185°С, повітря на виході повітрозбірника з температурою 136°С змішується з повітрям від 7ї секції компресора. При $t_{нв}$ = -30 °С працює СКП і ПКС з витратою 0,95 кг/с. Темпера тура на виході повітрозбірника 165°С, для за безпечення потрібної температури на СКП і ПКС в 235°С повітря з 4ї і 7ї секцій змішуються.

Табл. 2.1.

Режим польоту	ЗМГ		Крейсерский	
$0t_{нв}$, °С	30	-40	10	-30

$t_{в/з\ (вых)}$, °C	55	77	136	164
t_4, °C	-		216	
t_7, °C	140		300	

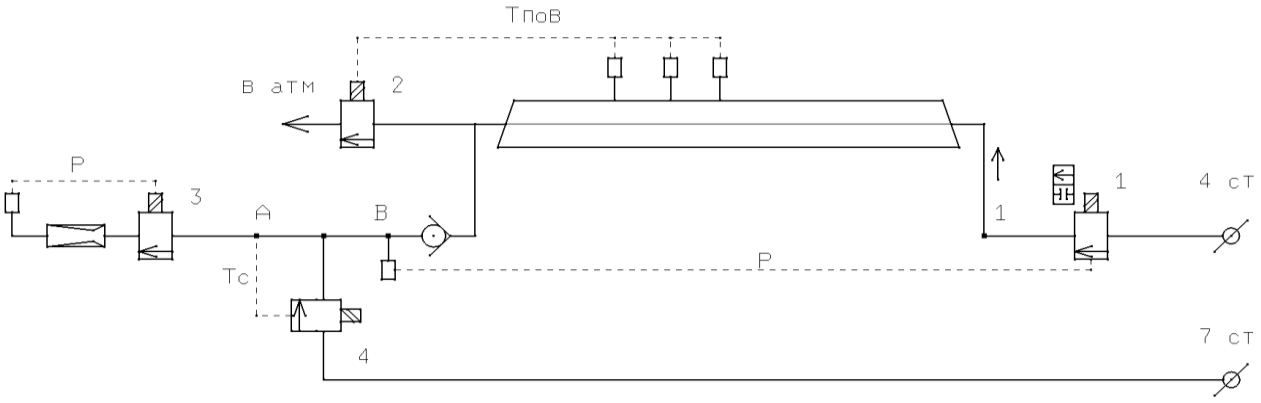


Рис. 2.1. Принципова схема ділянки ПКС з інтегральним повітрозабірником

2.9 Результати розрахунків елементів системи при працюючих секціях

ГІЛКА 1.0020 Витрата 1478.950651 Р(поч) 4.925645 Р(кін) 4.531683
dl(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
dl(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
1	0.0484	0.0000	0.0000	0.55	4.925645	4.13e+005	65.397	4.84746	4.80543
1	0.0484	0.0240	1.3000	1.31	4.880261	4.13e+005	66.796	4.80543	4.70390
2	0.0484	0.0540	0.0000	0.017	4.780356	4.13e+005	66.814	4.70390	4.70257
3	0.0484	0.0788	-9.0600	0.117	4.779039	4.13e+005	66.944	4.70257	4.69347
4	0.0484	0.1000	0.0000	0.0316	4.769999	4.13e+005	66.979	4.69347	4.69089
5	0.0484	0.2200	0.0000	0.0694	4.767555	4.13e+005	67.057	4.69089	4.68542
6	0.0484	0.0276	-9.0215	0.0468	4.762175	4.13e+005	67.109	4.68542	4.68173
7	0.0484	0.0400	0.0000	0.0126	4.758545	4.13e+005	67.123	4.68173	4.68073
8	0.0484	0.0105	0.2700	0.273	4.757565	4.13e+005	67.432	4.68073	4.65912
9	0.0614	0.0250	0.0000	0.00622	4.736307	3.26e+005	41.598	4.70683	4.70664
10	0.0614	0.0650	1.0000	1.02	4.736123	3.26e+005	41.867	4.70664	4.67627
11	0.0614	0.1300	0.0000	0.0323	4.705947	3.26e+005	41.876	4.67627	4.67530
12	0.0614	0.0650	1.0000	1.02	4.704983	3.26e+005	42.151	4.67530	4.64473
13	0.0614	0.0250	0.0000	0.00622	4.674602	3.26e+005	42.152	4.64473	4.64454
14	0.0484	0,0105	0.1260	0.129	4.674415	4.13e+005	68.500	4.59617	4.58576
15	0.0484	0.0400	0.0000	0.0126	4.664187	4.13e+005	68.515	4.58576	4.58474
16	0.0484	0.0420	-9.0320	0.0696	4.663186	4.13e+005	68.598	4.58474	4.57912
17	0.0484	0.1700	0.0000	0.0536	4.657666	4.13e+005	68.663	4.57912	4.57479
18	0.0484	0.0144	-9.0110	0.0248	4.653405	4.13e+005	68.693	4.57479	4.57278
19	0.0484	0.1150	0.0000	0.0363	4.651431	4.13e+005	68.736	4.57278	4.56984

20	0.0484	0.4200	0.0000	0.134	4.648544	4.13e+005	68.897	4.56984	4.55910
21	0.0484	0.0197	-9.0150	0.0347	4.637988	4.13e+005	68.938	4.55910	4.55636
22	0.0484	0.1220	0.0000	0.0385	4.635298	4.13e+005	68.985	4.55636	4.55324
23	0.0484	0.0197	-9.0150	0.0347	4.632224	4.13e+005	69.026	4.55324	4.55049
24	0.0484	0.3800	0.0000	0.12	4.629531	4.13e+005	69.173	4.55049	4.54073
25	0.0484	0.0400	0.0000	0.0126	4.619939	4.13e+005	69.188	4.54073	4.53970
26	0.0484	0.0610	0.0000	0.0192	4.618928	4.13e+005	69.212	4.53970	4.53813
27	0.0484	0.0197	-9.0150	0.0347	4.617386	4.13e+005	69.253	4.53813	4.53538
28	0.0484	0.0800	0.0000	0.0252	4.614683	4.13e+005	69.285	4.53538	4.53432
28	0.0484	0.0000	0.0000	1	4.612658	4.13e+005	70.555	4.53432	4.45087

ГІЛКА 107.0010 Витрата 1478.950651 P(поч) 5.000000 P(кін) 4.925645
d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0484	0.0000	0.0000	0	5.000000	4.13e+005	63.949	4.92702	4.92702
34	0.0484	0.5000	0.0000	0.158	5.000000	4.13e+005	63.949	4.92702	4.91520
34	0.0484	0.0000	0.0000	0.897	4.988363	4.13e+005	64.835	4.91520	4.84746

ГІЛКА 108.0010 Витрата 0.000000 P(поч) 4.925645 P(кін) 4.925645
d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°C)= 0.00000 T(н°K)= 273.15000
d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°C)= 0.00000 T(к°K)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
35	0.0400	0.0000	0.0000	0	4.925645	5.13e-006	0.000	4.92564	4.92564
35	0.0400	0.0550	0.2500	1.71e+007	4.925645	5.13e-006	0.000	4.92564	4.92564
36	0.0480	0.0550	0.0000	1.71e+007	4.925645	4.28e-006	0.000	4.92564	4.92564
37	0.0480	0.0378	-9.0900	1.18e+007	4.925645	4.28e-006	0.000	4.92564	4.92564
38	0.0480	0.0500	0.0000	1.56e+007	4.925645	4.28e-006	0.000	4.92564	4.92564
39	0.0480	0.0171	-9.0130	5.32e+006	4.925645	4.28e-006	0.000	4.92564	4.92564
40	0.0480	0.0350	0.0000	1.09e+007	4.925645	4.28e-006	0.000	4.92564	4.92564
41	0.0508	0.1340	1.4300	4.14e+007	4.925645	4.04e-006	0.000	4.92564	4.92564
41	0.0508	0.0000	0.0000	0.55	4.925645	4.04e-006	0.000	4.92564	4.92564

ГІЛКА 2.0030 Витрата 740.073508 P(поч) 4.531683 P(кін) 4.520652
d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
29	0.0484	0.0000	0.0000	0.3	4.531683	2.07e+005	35.012	4.51174	4.51571
29	0.0484	0.0730	0.0000	0.0253	4.525675	2.07e+005	35.016	4.51571	4.51520
30	0.0404	0.0070	0.0980	0.101	4.525169	2.48e+005	50.475	4.48482	4.47958
31	0.0404	0.0180	0.0000	0.00741	4.520971	2.48e+005	50.479	4.47958	4.47927
31	0.0404	0.0000	0.0000	0.000257	4.520663	2.48e+005	50.479	4.47927	4.47926

ГІЛКА 2.0540 Витрата 738.877143 P(поч) 4.531683 P(кін) 4.520688
d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
29	0.0484	0.0000	0.0000	0.3	4.531683	2.06e+005	34.955	4.51181	4.51579
29	0.0484	0.0730	0.0000	0.0253	4.525695	2.06e+005	34.959	4.51579	4.51528
30	0.0404	0.0070	0.0980	0.101	4.525190	2.47e+005	50.392	4.48497	4.47975
31	0.0404	0.0180	0.0000	0.00741	4.521506	2.47e+005	50.395	4.47975	4.47944
31	0.0404	0.0000	0.0000	0.000259	4.520698	2.47e+005	50.396	4.47944	4.47943

ГІЛКА 3.0040 Витрата 720.030429 P(поч) 4.520652 P(кін) 4.519076
d1(н)= 0.0000 di(н)= 0.0000 dl(н)= 0.0000 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0000 di(к)= 0.0000 dl(к)= 0.0000 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0000	0.0000	7.45e-012	4.519368	1.73e+005	35.345	4.48909	4.48909
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0417	4.519368	1.73e+005	35.351	4.48909	4.48824
32	0.0404	0.0000	0.0000	0.000847	4.518519	1.73e+005	35.352	4.48824	4.48822

ГІЛКА 12.0640 Витрата 24.768140 P(поч) 4.519368 P(кін) 4.451721
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.519368	1.61e+004	24.051	4.51001	4.49047
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.88	4.477343	1.61e+004	24.269	4.46792	4.45014
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.459603	1.61e+004	24.321	4.45014	4.44058

ГІЛКА 13.0140 Витрата 493.124827 P(поч) 4.518502 P(кін) 4.517710
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.37e-011	4.518502	1.65e+005	34.602	4.49018	4.49018
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0421	4.518502	1.65e+005	34.608	4.49018	4.48940
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010995	4.517729	1.65e+005	34.608	4.48940	4.48938

ГІЛКА 13.0650 Витрата 25.509558 P(поч) 4.518502 P(кін) 4.451168
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.518502	1.65e+004	24.781	4.49857	4.48844
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.87	4.477934	1.65e+004	25.000	4.46794	4.44916
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.459204	1.65e+004	25.057	4.44916	4.43901

ГІЛКА 14.0150 Витрата 466.834841 P(поч) 4.517710 P(кін) 4.516992
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	2.61e-011	4.517710	1.56e+005	31.807	4.49129	4.49129
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0425	4.517710	1.56e+005	31.812	4.49129	4.49059
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01118	4.517011	1.56e+005	31.812	4.49059	4.49057

ГІЛКА 14.0660 Витрата 26.290985 P(поч) 4.517710 P(кін) 4.450534
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.517710	1.71e+004	25.551	4.49716	4.48639
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.86	4.478511	1.71e+004	25.771	4.46789	4.44804
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.458710	1.71e+004	25.834	4.44804	4.43725

ГІЛКА 15.0160 Витрата 439.722656 P(поч) 4.516992 P(кін) 4.516345
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	5.18e-011	4.516992	1.47e+005	29.956	4.49243	4.49243
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0429	4.516992	1.47e+005	29.960	4.49243	4.49180
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01142	4.516365	1.47e+005	29.960	4.49180	4.49178

ГІЛКА 15.0670 Витрата 27.111185 P(поч) 4.516992 P(кін) 4.449810
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)

34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.516992	1.76e+004	26.359	4.49577	4.48430
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.85	4.479065	1.76e+004	26.582	4.46777	4.44676
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.458109	1.76e+004	26.650	4.44676	4.43528

ГІЛКА 16.0170 Витрата 411.753852 P(поч) 4.516345 P(кін) 4.515767
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.07e-010	4.516345	1.38e+005	28.146	4.49358	4.49358
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0434	4.516345	1.38e+005	28.150	4.49358	4.49302
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01172	4.515789	1.38e+005	28.150	4.49302	4.49300

ГІЛКА 16.0680 Витрата 27.968804 P(поч) 4.516345 P(кін) 4.448990
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.516345	1.81e+004	27.205	4.49440	4.48218
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.84	4.479587	1.81e+004	27.430	4.46757	4.44531
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.457389	1.81e+004	27.506	4.44531	4.43407

ГІЛКА 17.0180 Витрата 382.891473 P(поч) 4.515767 P(кін) 4.515257
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	2.34e-010	4.515767	1.28e+005	26.076	4.49473	4.49473
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0441	4.515767	1.28e+005	26.079	4.49473	4.49424
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01212	4.515280	1.28e+005	26.079	4.49424	4.49422

ГІЛКА 17.0690 Витрата 28.862379 P(поч) 4.515767 P(кін) 4.448063
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.515767	1.87e+004	28.186	4.49304	4.48002
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.83	4.480065	1.87e+004	28.315	4.46726	4.44367
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.456536	1.87e+004	28.399	4.44367	4.43062

ГІЛКА 18.0190 Витрата 353.101143 P(поч) 4.515257 P(кін) 4.514811
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	5.37e-010	4.515257	1.18e+005	24.044	4.49587	4.49587
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0448	4.515257	1.18e+005	24.046	4.49587	4.49545
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01265	4.514846	1.18e+005	24.046	4.49545	4.49543

ГІЛКА 18.0700 Витрата 29.790340 P(поч) 4.515257 P(кін) 4.447020
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.515257	1.93e+004	29.002	4.49169	4.47780
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.82	4.480486	1.93e+004	29.236	4.46685	4.44182
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.455536	1.93e+004	29.328	4.44182	4.42791

ГІЛКА 19.0200 Витрата 322.349756 P(поч) 4.514811 P(кін) 4.514428
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)

# с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.32e-009	4.514811	1.08e+005	21.947	4.49699	4.49699
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0456	4.514811	1.08e+005	21.948	4.49699	4.49664
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01349	4.514455	1.08e+005	21.949	4.49664	4.49661

ГІЛКА 19.0710 Витрата 30.751386 Р(поч) 4.514811 Р(кін) 4.445850
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.514811	1.99e+004	29.951	4.49035	4.47553
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.81	4.480838	1.99e+004	30.192	4.46630	4.43975
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.454372	1.99e+004	30.293	4.43975	4.42491

ГІЛКА 20.0215 Витрата 290.605538 Р(поч) 4.514428 Р(кін) 4.514104
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.54e-009	4.514428	9.72e+004	19.783	4.49808	4.49808
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0465	4.514428	9.72e+004	19.784	4.49808	4.49778
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01445	4.514132	9.72e+004	19.784	4.49778	4.49775

ГІЛКА 20.0720 Витрата 31.744218 Р(поч) 4.514428 Р(кін) 4.444543
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.514428	2.06e+004	30.932	4.48902	4.47320
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.8	4.481105	2.06e+004	31.181	4.46561	4.43744
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.453026	2.06e+004	31.292	4.43744	4.42161

ГІЛКА 21.0220 Витрата 257.838163 Р(поч) 4.514104 Р(кін) 4.513836
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0796	4.513207	2.74e+004	5.580	4.51270	4.51266
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0604	4.513238	2.74e+004	5.580	4.51273	4.51270
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.97e-005	4.513238	2.74e+004	5.579	4.51273	4.51273

ГІЛКА 30.0820 Витрата 39.167124 Р(поч) 4.513167 Р(кін) 4.430502
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.513167	2.54e+004	38.296	4.47966	4.45556
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.75	4.479197	2.54e+004	38.658	4.45556	4.41368
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.437545	2.54e+004	38.872	4.41368	4.38934

ГІЛКА 31.0320 Витрата -119.895468 Р(поч) 4.513238 Р(кін) 4.513435
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0349	4.513275	4.01e+004	8.157	4.51220	4.51216
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0556	4.513435	4.01e+004	8.157	4.51226	4.51220
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.61e-006	4.513435	4.01e+004	8.157	4.51226	4.51226

ГІЛКА 31.0830 Витрата 37.878709 Р(поч) 4.513238 Р(кін) 4.434087
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000

d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.03	4.513238	2.46e+004	37.016	4.48126	4.45845
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.76	4.480247	2.46e+004	37.347	4.45815	4.41886
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.441148	2.46e+004	37.539	4.41886	4.39613

ГІЛКА 32.0340 Витрата -156.545829 P(поч) 4.513435 P(кін) 4.513468
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0192	4.513471	5.24e+004	10.652	4.51153	4.51149
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0526	4.513468	5.24e+004	10.652	4.51163	4.51153
32	0.0404	0.0100	0.0100	5.44e-007	4.513468	5.24e+004	10.651	4.51163	4.51163

ГІЛКА 32.0840 Витрата 36.650361 P(поч) 4.513435 P(кін) 4.435326
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.03	4.513435	2.38e+004	35.795	4.48276	4.46142
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.76	4.480985	2.38e+004	36.102	4.46031	4.42349
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.444242	2.38e+004	36.276	4.42349	4.40216

ГІЛКА 34.0340 Витрата -192.031043 P(поч) 4.513468 P(кін) 4.513641
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.012	4.513501	6.42e+004	13.068	4.51073	4.51070
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0505	4.513641	6.42e+004	13.068	4.51087	4.51073
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.15e-007	4.513641	6.42e+004	13.067	4.51087	4.51087

ГІЛКА 34.0850 Витрата 35.485213 P(поч) 4.513468 P(кін) 4.437250
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.03	4.513468	2.30e+004	34.638	4.48419	4.46424
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.77	4.481458	2.30e+004	34.926	4.46208	4.42735
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.446881	2.30e+004	35.083	4.42735	4.40748

ГІЛКА 34.0350 Витрата -226.506506 P(поч) 4.513641 P(кін) 4.513860
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01811	4.513672	7.58e+004	15.416	4.49981	4.49978
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0488	4.513860	7.58e+004	15.416	4.51000	4.49981
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.41e-008	4.513860	7.58e+004	15.415	4.51000	4.51000

ГІЛКА 34.0860 Витрата 34.475463 P(поч) 4.513641 P(кін) 4.438981
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.513641	2.24e+004	34.637	4.48545	4.46667
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.78	4.481602	2.24e+004	34.911	4.46342	4.43043
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.448846	2.24e+004	34.055	4.43043	4.41170

ГІЛКА 35.0360 Витрата -260.565960 Р(поч) 4.513860 Р(кін) 4.514134
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01598	4.513891	8.72e+004	17.736	4.49879	4.49875
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0475	4.514134	8.72e+004	17.736	4.49903	4.49879
32	0.0404	0.0100	0.0100	9.79e-009	4.514134	8.72e+004	17.735	4.49903	4.49903

ГІЛКА 35.0870 Витрата 34.059454 Р(поч) 4.513860 Р(кін) 4.441154
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.513860	2.21e+004	34.223	4.48611	4.46782
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.78	4.480979	2.21e+004	34.499	4.46314	4.43098
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.448954	2.21e+004	34.637	4.43098	4.41271

ГІЛКА 36.0370 Витрата -293.377132 Р(поч) 4.514134 Р(кін) 4.514463
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01438	4.514162	9.81e+004	19.973	4.49769	4.49766
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0464	4.514463	9.81e+004	19.973	4.49799	4.49769
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.22e-009	4.514463	9.81e+004	19.971	4.49799	4.49799

ГІЛКА 36.0880 Витрата 32.811173 Р(поч) 4.514134 Р(кін) 4.443082
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.514134	2.13e+004	31.987	4.48767	4.47073
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.79	4.481130	2.13e+004	32.247	4.46458	4.43460
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.451265	2.13e+004	32.371	4.43460	4.41767

ГІЛКА 37.0380 Витрата -325.007239 Р(поч) 4.514463 Р(кін) 4.514851
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01341	4.514489	1.09e+005	22.130	4.49654	4.49651
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0455	4.514851	1.09e+005	22.130	4.49690	4.49654
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.18e-009	4.514851	1.09e+005	22.128	4.49690	4.49690

ГІЛКА 37.0890 Витрата 31.630107 Р(поч) 4.514463 Р(кін) 4.444750
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.514463	2.05e+004	30.819	4.48916	4.47346
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.8	4.481118	2.05e+004	31.067	4.46574	4.43775
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.453227	2.05e+004	31.177	4.43775	4.42204

ГІЛКА 38.0390 Витрата -355.523401 Р(поч) 4.514851 Р(кін) 4.515301
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)

32	0.0404	0.0100	0.0100	0.01258	4.514876	1.19e+005	24.212	4.49536	4.49534
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0447	4.515301	1.19e+005	24.212	4.49579	4.49536
32	0.0404	0.0100	0.0100	4.71e-010	4.515301	1.19e+005	24.209	4.49579	4.49579

ГІЛКА 38.0900 Витрата 30.516162 P(поч) 4.514851 P(кін) 4.446184
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.514851	1.98e+004	29.719	4.49062	4.47602
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.81	4.480967	1.98e+004	29.956	4.46666	4.44048
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.454877	1.98e+004	30.055	4.44048	4.42588

ГІЛКА 39.0400 Витрата -384.992590 P(поч) 4.515301 P(кін) 4.515816
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010715	4.519444	1.82e+005	37.065	4.48715	4.48713
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0414	4.510369	1.82e+005	37.065	4.48808	4.48715
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.85e-012	4.510369	1.82e+005	37.057	4.48808	4.48808

ГІЛКА 45.0970 Витрата 24.574545 P(поч) 4.519428 P(кін) 4.452083
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.519428	1.59e+004	23.861	4.51022	4.49082
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.88	4.477525	1.59e+004	24.076	4.46825	4.45073
34	0.0155	0.0100	0.0100	1	4.460041	1.59e+004	24.127	4.45073	4.44134

ГІЛКА 46.0470 Витрата -567.525127 P(поч) 4.510369 P(кін) 4.511385
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010617	4.510384	1.90e+005	38.693	4.48609	4.48607
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0411	4.511385	1.90e+005	38.693	4.48709	4.48609
32	0.0404	0.0100	0.0100	2.22e-012	4.511385	1.90e+005	38.684	4.48709	4.48709

ГІЛКА 46.0980 Витрата 23.820019 P(поч) 4.510369 P(кін) 4.452654
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.02	4.510369	1.55e+004	23.119	4.51172	4.49290
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.89	4.476985	1.55e+004	23.343	4.46827	4.45173
34	0.0155	0.0100	0.0100	1	4.460474	1.55e+004	23.379	4.45173	4.44291

ГІЛКА 47.0480 Витрата -590.659453 P(поч) 4.511385 P(кін) 4.512477
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010537	4.511400	1.98e+005	40.274	4.48507	4.48506
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0408	4.512477	1.98e+005	40.274	4.48616	4.48507
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.32e-012	4.512477	1.98e+005	40.264	4.48616	4.48616

ГІЛКА 47.0990 Витрата 23.134326 P(поч) 4.511385 P(кін) 4.453117
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)

# с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.511385	1.50e+004	22.444	4.51323	4.49492
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.9	4.476427	1.50e+004	22.658	4.46820	4.45253
34	0.0155	0.0100	0.0100	1	4.460779	1.50e+004	22.700	4.45253	4.44422

ГІЛКА 48.0490 Витрата -613.176416 Р(поч) 4.512477 Р(кін) 4.513646
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010472	4.512491	2.05e+005	41.813	4.48411	4.48410
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0406	4.513646	2.05e+005	41.813	4.48528	4.48411
32	0.0404	0.0100	0.0100	8.19e-013	4.513646	2.05e+005	41.802	4.48528	4.48528

ГІЛКА 48.1000 Витрата 22.516962 Р(поч) 4.512477 Р(кін) 4.453484
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.512477	1.46e+004	21.836	4.51475	4.49688
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.91	4.475857	1.46e+004	22.050	4.46807	4.45315
34	0.0155	0.0100	0.0100	1	4.460966	1.46e+004	22.089	4.45315	4.44529

ГІЛКА 49.0500 Витрата -635.144027 Р(поч) 4.513646 Р(кін) 4.514894
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010419	4.513659	2.12e+005	43.314	4.48420	4.48419
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0404	4.514894	2.12e+005	43.314	4.48445	4.48420
32	0.0404	0.0100	0.0100	5.26e-013	4.514894	2.12e+005	43.302	4.48445	4.48445

ГІЛКА 49.1010 Витрата 21.967611 Р(поч) 4.513646 Р(кін) 4.453764
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.513646	1.42e+004	21.295	4.51630	4.49881
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.91	4.475281	1.42e+004	21.511	4.46787	4.45361
34	0.0155	0.0100	0.0100	1	4.461049	1.42e+004	21.547	4.45361	4.44615

ГІЛКА 50.0510 Витрата -656.629426 Р(поч) 4.514894 Р(кін) 4.516221
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010375	4.514906	2.20e+005	44.781	4.48235	4.48234
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0402	4.516221	2.20e+005	44.781	4.48467	4.48235
32	0.0404	0.0100	0.0100	3.49e-013	4.516221	2.20e+005	44.768	4.48467	4.48467

ГІЛКА 50.1020 Витрата 21.485399 Р(поч) 4.514894 Р(кін) 4.453967
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 215.00000 Т(к°К)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.514894	1.39e+004	20.819	4.51787	4.51071
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.92	4.474703	1.39e+004	21.038	4.46761	4.45392
34	0.0155	0.0100	0.0100	0.999	4.461037	1.39e+004	21.071	4.45392	4.44679

ГІЛКА 51.0520 Витрата -677.697637 Р(поч) 4.516221 Р(кін) 4.517628
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 215.00000 Т(н°К)= 484.15000

d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010348	4.516234	2.27e+005	46.220	4.48154	4.48153
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.04	4.517628	2.27e+005	46.220	4.48295	4.48154
32	0.0404	0.0100	0.0100	2.39e-013	4.517628	2.27e+005	46.206	4.48295	4.48295

ГІЛКА 51.1030 Витрата 21.068215 P(поч) 4.516221 P(кін) 4.454102
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.516221	1.37e+004	20.407	4.51947	4.51259
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.93	4.474124	1.37e+004	20.629	4.46730	4.45410
34	0.0155	0.0100	0.0100	0.998	4.460939	1.37e+004	20.660	4.45410	4.44725

ГІЛКА 52.0530 Витрата -698.409864 P(поч) 4.517628 P(кін) 4.519117
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010308	4.517640	2.34e+005	47.634	4.48079	4.48078
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0399	4.519117	2.34e+005	47.634	4.48228	4.48079
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.67e-013	4.519117	2.34e+005	47.619	4.48228	4.48228

ГІЛКА 52.1040 Витрата 20.712228 P(поч) 4.517628 P(кін) 4.454168
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.517628	1.34e+004	20.054	4.51110	4.51446
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.93	4.473550	1.34e+004	20.280	4.46696	4.45416
34	0.0155	0.0100	0.0100	0.997	4.460769	1.34e+004	20.310	4.45416	4.44755

ГІЛКА 53.0540 Витрата -718.788405 P(поч) 4.519117 P(кін) 4.520688
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010281	4.519128	2.40e+005	49.025	4.48009	4.48008
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0397	4.520688	2.40e+005	49.025	4.48166	4.48009
32	0.0404	0.0100	0.0100	1.19e-013	4.520688	2.40e+005	49.008	4.48166	4.48166

ГІЛКА 53.1050 Витрата 20.378541 P(поч) 4.519117 P(кін) 4.454190
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 215.00000 T(к°K)= 484.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
34	0.0155	0.0100	0.0100	1.01	4.519117	1.32e+004	19.723	4.51280	4.51638
34	0.0155	0.3200	0.0900	1.94	4.473007	1.32e+004	19.953	4.46663	4.45420
34	0.0155	0.0100	0.0100	1	4.460599	1.32e+004	19.982	4.45420	4.44778

ГІЛКА 54.1060 Витрата 20.088738 P(поч) 4.520688 P(кін) 4.454186
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 215.00000 T(н°K)= 484.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 0.01000 T(к°K)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.113	4.445505	2.26e+005	17.317	4.43701	4.43605
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0401	4.445845	2.26e+005	17.313	4.43735	4.43701
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010604	4.445850	2.26e+005	17.312	4.43736	4.43735

ГІЛКА 73.0720 Витрата -475.568304 Р(поч) 4.443087 Р(кін) 4.444543
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.109	4.444150	2.42e+005	18.566	4.43439	4.43434
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0397	4.444538	2.42e+005	18.561	4.43478	4.43439
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010537	4.444543	2.42e+005	18.560	4.43479	4.43478

ГІЛКА 74.0730 Витрата -508.345679 Р(поч) 4.441467 Р(кін) 4.443087
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.105	4.442641	2.58e+005	19.857	4.43149	4.43031
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0394	4.443081	2.58e+005	19.851	4.43193	4.43149
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010481	4.443087	2.58e+005	19.849	4.43193	4.43193

ГІЛКА 75.0740 Витрата -542.155020 Р(поч) 4.439672 Р(кін) 4.441467
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.102	4.440964	2.76e+005	21.191	4.42827	4.42697
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0391	4.441462	2.76e+005	21.185	4.42877	4.42827
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010434	4.441467	2.76e+005	21.183	4.42877	4.42877

ГІЛКА 76.0750 Витрата -577.053512 Р(поч) 4.437686 Р(кін) 4.439672
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0984	4.439106	2.93e+005	22.572	4.42471	4.42328
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0388	4.439666	2.93e+005	22.565	4.42527	4.42471
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010394	4.439672	2.93e+005	22.562	4.42528	4.42527

ГІЛКА 77.0760 Витрата -613.056500 Р(поч) 4.435494 Р(кін) 4.437686
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0955	4.437052	3.12e+005	23.999	4.42079	4.41922
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0385	4.437680	3.12e+005	23.991	4.42142	4.42079
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010359	4.437686	3.12e+005	23.987	4.42142	4.42142

ГІЛКА 78.0770 Витрата -650.187087 Р(поч) 4.434080 Р(кін) 4.435494
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0928	4.434785	3.31e+005	25.475	4.41647	4.41476
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0383	4.435488	3.31e+005	25.465	4.41718	4.41647
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010329	4.435494	3.31e+005	25.461	4.41718	4.41718

ГІЛКА 79.0780 Витрата -688.465347 Р(поч) 4.430427 Р(кін) 4.434080
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 Т(н°С)= 0.01000 Т(н°К)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 Т(к°С)= 0.01000 Т(к°К)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	Р(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	Р(ст.н) (атм)	Р(ст.к) (атм)

32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0903	4.432289	3.50e+005	27.001	4.41173	4.40986
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0381	4.434074	3.50e+005	26.990	4.41252	4.41173
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010303	4.434080	3.50e+005	26.985	4.41253	4.41252

ГІЛКА 80.0790 Витрата -727.905888 P(поч) 4.427517 P(кін) 4.430427
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 0.01000 T(н°K)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 0.01000 T(к°K)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0879	4.429546	3.70e+005	28.578	4.40654	4.40450
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0379	4.430421	3.70e+005	28.565	4.40742	4.40654
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010279	4.430427	3.70e+005	28.559	4.40743	4.40742

ГІЛКА 109.0800 Витрата -768.515025 P(поч) 4.426185 P(кін) 4.427517
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 0.01000 T(н°K)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 0.01000 T(к°K)= 273.15000

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0137	4.426539	3.91e+005	30.194	4.40086	4.40050
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0377	4.427510	3.91e+005	30.192	4.40184	4.40086
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010258	4.427517	3.91e+005	30.185	4.40184	4.40184

ГІЛКА 82.0810 Витрата 669.927173 P(поч) 4.430502 P(кін) 4.427534
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 35.63999 T(н°K)= 308.78999
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 35.63999 T(к°K)= 308.78999

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010354	4.430502	3.10e+005	29.709	4.40848	4.40847
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0386	4.430494	3.10e+005	29.714	4.40847	4.40762
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0954	4.429642	3.10e+005	29.729	4.40762	4.40550

ГІЛКА 81.1090 Витрата 710.435626 P(поч) 4.427534 P(кін) 4.426185
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 45.58186 T(н°K)= 318.73186
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 45.58186 T(к°K)= 318.73186

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010328	4.427534	3.21e+005	32.560	4.40194	4.40193
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0384	4.427526	3.21e+005	32.567	4.40193	4.40093
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.0137	4.426538	3.21e+005	32.570	4.40093	4.40058

ГІЛКА 83.0820 Витрата 630.760049 P(поч) 4.434087 P(кін) 4.430502
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 24.81309 T(н°K)= 297.96309
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 24.81309 T(к°K)= 297.96309

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010385	4.434087	3.00e+005	26.961	4.41428	4.41427
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0387	4.434080	3.00e+005	26.966	4.41427	4.41354
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.098	4.432350	3.00e+005	26.977	4.41354	4.41168

ГІЛКА 84.0830 Витрата 592.881340 P(поч) 4.435326 P(кін) 4.434087
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 12.98165 T(н°K)= 286.13165
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 12.98165 T(к°K)= 286.13165

ЕЛЕМ # с0	Діаметр (м.)	Довжина (м.)	Ознака елементу	Дзета	P(полн) (атм)	ЧИСЛО Re	ШВИДКІСТЬ (м/сек)	P(ст.н) (атм)	P(ст.к) (атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010422	4.435326	2.91e+005	24.312	4.41939	4.41938
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0388	4.435319	2.91e+005	24.316	4.41938	4.41876
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.101	4.434699	2.91e+005	24.325	4.41876	4.41714

ГІЛКА 84.0850 Витрата -556.230979 P(поч) 4.435326 P(кін) 4.437250
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 0.01000 T(н°K)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 0.01000 T(к°K)= 273.15000

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)
# c0	(м.)	(м.)	елементу		(атм)	Re	(м/сек)	(атм)	(атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.104	4.436721	2.83e+005	21.765	4.42344	4.42194
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.039	4.437244	2.83e+005	21.759	4.42386	4.42344
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010466	4.437250	2.83e+005	21.756	4.42387	4.42386

ГІЛКА 85.0860 Витрата -520.745766 P(поч) 4.437250 P(кін) 4.438981
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 0.01000 T(н°K)= 273.15000
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 0.01000 T(к°K)= 273.15000

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)
# c0	(м.)	(м.)	елементу		(атм)	Re	(м/сек)	(атм)	(атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.108	4.438514	2.65e+005	20.363	4.42680	4.42553
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0393	4.438974	2.65e+005	20.357	4.42726	4.42680
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010524	4.438981	2.65e+005	20.355	4.42726	4.42726

ГІЛКА 87.0860 Витрата 486.270303 P(поч) 4.441154 P(кін) 4.438981
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 104.19822 T(н°K)= 377.34822
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 104.19822 T(к°K)= 377.34822

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)
# c0	(м.)	(м.)	елементу		(атм)	Re	(м/сек)	(атм)	(атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010625	4.441154	1.94e+005	26.255	4.42704	4.42703
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0409	4.441145	1.94e+005	26.258	4.42703	4.42645
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.112	4.440566	1.94e+005	26.268	4.42645	4.42486

ГІЛКА 88.0870 Витрата 452.215849 P(поч) 4.443082 P(кін) 4.441154
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 96.22948 T(н°K)= 369.37948
d1(к)= 0.0100 di(к)= 0.0100 dl(к)= 0.0100 T(к°C)= 96.22948 T(к°K)= 369.37948

ЕЛЕМ	Діаметр	Довжина	Ознака	Дзета	P(полн)	ЧИСЛО	ШВИДКІСТЬ	P(ст.н)	P(ст.к)
# c0	(м.)	(м.)	елементу		(атм)	Re	(м/сек)	(атм)	(атм)
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.010699	4.443082	1.83e+005	23.882	4.43114	4.43114
32	0.0404	0.0869	-9.0069	0.0413	4.443073	1.83e+005	23.884	4.43114	4.43064
32	0.0404	0.0100	0.0100	0.119	4.442579	1.83e+005	23.892	4.43064	4.42925

ГІЛКА 89.0880 Витрата 419.399676 P(поч) 4.444750 P(кін) 4.443082
d1(н)= 0.0100 di(н)= 0.0100 dl(н)= 0.0100 T(н°C)= 87.32880 T(н°K)= 360.47880

ВИСНОВОК

З виконаного розрахунку ПКС ми робимо наступні висновки:

- Потрібна кількість секцій ПКС для літака прототипу - 3;
- час нагріву секції 110с, охолодження секції 210с;
- при застосуванні циклічної ПКС необхідні витрати повітря ста новлять 0,24 кг/с на одну з консолей крила, це у порівнянні з постійним обігріванням (який буде 0,4 кг/с) істотно збільшує льотно-технічні хара ктеристики 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 13,78 мм для 1-ї секції та 11,46 мм для 2-ї та 3-ї секцій;

– діаметри шайб на кінцях трубопроводів, що застосовуються для пода льшого калібрування розподільчих труб, повинні бути 16,2 мм для першої секції в предкрилку, 14,6 мм для носка, що не відхиляється, 21,1 мм для носка, що відхиляється, 24,8 мм для2-ї секції та 26,5 для 3-їсекції.

РОЗДІЛ 3
ОХОРОНА ПРАЦІ

Створення здорових і безпечних умов праці є важливою державною справою. Поліпшення умов праці, підвищення її безпеки і нешкідливості має велике соціальне і економічне значення і впливає безпосередньо на підвищення продуктивності праці, на поліпшення якості продукції, що випускається.

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

Дотримання норм і правил по охороні праці є однією з найбільш важливих характеристик стану виробничої і трудової дисципліни.

Тема дипломного проекту «Протикригова система літака злітною масою 35-40 тон».

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

У розділі охорона праці будуть розглянуті умови роботи в конструкторсько-розрахунковій бригаді на аНТК ім. О.К. антонова і ухвалені технічні рішення по безпеці виконання робіт, гігієна праці і виробничої санітарії, по пожежній безпеці.

3.1. Законодавчі і нормативно-правові акти охорони праці

Розділ виконано згідно ГОСТ 12.0.013-74 ССБТ та ДНаОП 5.10.30-106.98.

Інформаційною, 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 регламентують на ступні законодавчі і нормативно-правові акти:

— 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 [ ].

3.2. Шкідливі фактори на виробництві

Охорона праці – один з численних соціально-економічних чинників, які впливають на продуктивність праці, кількість і якість професійних захворювань, травматизм на виробництві, а також на кількість і наслідки аварій.

Система ПКС обслуговується у залі (ремонтному цеху) на а НТК ім. О.К. антонова, що володіє наступними, важливими для охорони праці, характеристиками:

- зал з розмірами: ширина 20 м, довжина 30 м, висота стелі 4 м, відповідно площа $-600\ м^2$;

- вікна виходять на північ, двері виходять в коридор на південь;
- склад виконуваних у цеху робіт: продувка ПКС, перевірка на механічні пошкодження, перевірка електронного керуючого устаткування
- у приміщенні працюють 6 чоловік. Цех оснащений чотирма персональними комп'ютерами, які живляться від мережі змінного струму напругою $U = 220\ В$ і частотою $f = 50\ Гц$.

В результаті приведеного аналізу виділимо наступні небезпечні і шкідливі чинники:

- неправильне розміщення устаткування;
- підвищений рівень протягів;
- підвищений рівень шуму і вібрації (у приміщенні є прилади, які можуть на якийсь час стати джерелами шуму);
- недостатнє освітлення приміщення (можливий недолік природного освітлення, робота пов'язана з розрізненням об'єктів з дуже малими геометричними розмірами);
- порушення ергономічних вимог до умов роботи людини, яка працює в приміщенні
- дія випромінювань і електромагнітних полів (роботи ведуться з використанням ЕОМ);
- враження електричним струмом: використовується змінна напруга $U = 220\ В$ з частотою $f = 50\ Гц$ для підключення ЕОМ і роботи освітлювальних приладів;
- пожежі: можливий спалах твердих горючих матеріалів в результаті короткого замикання або порушення одним із службовців правил техніки безпеки.

Прийнявши до уваги перераховане вище, розглянемо питання, пов'язані з безпекою праці, виробничою санітарією і пожежною безпекою в приміщенні.

3.3. Організаційні та конструктивно-технологічні методи по зниженню впливу небезпечних та шкідливих факторів виробництва.

Під робочим місцем розуміють частину площі виробничої ділянки, оснащеної устаткуванням, інвентарем і іншими пристроями, які необхідні для роботи.

Технічні засоби, які визначають склад робочого місця, підрозділяються на декілька груп. Основні з них – засоби відображення і засобу управління.

При проектуванні робочих місць повинні бути дотримані наступні вимоги:

- достатність робочого простору, що дозволяє здійснювати всі необхідні рухи при експлуатації і обслуговуванні устаткування;
- достатні фізичні, зорові і слухові зв'язки між оператором і устаткуванням;
- оптимальне розміщення робочих місць в приміщеннях для оперативної роботи, достатні проходи для операторів;
- оптимальне розміщення устаткування, що входить до складу робочого місця;
- необхідне природне і штучне освітлення для виконання робіт.
- планування робочого місця здійснюється з урахуванням антропологічного задання і даних людини. При проектуванні і розміщенні робочих місць варто передбачати заходи, які знижують передчасну втому оператора, запобігають виникненням психофізіологічних стресів, появі помилкових дій. Конструкція робочого місця повинна забезпечувати швидкість, безпеку, простоту і економічність технічного обслуговування. Вона повинна бути такою, щоб на робочому місці було зручно працювати. Найважливішими характеристиками робочого простору є зони досяжності

3.3.1.Мікроклімат на виробництві

Нормовані параметри мікроклімату: температура, відносна вологість повітря, швидкість переміщення повітря, потужність теплових випромінювань.

У залах з працюючою обчислювальною технікою на робочих місцях з пультом, при операторських видах роботи, параметри мікроклімату повинні відповідати ГОСТ 12.1.005-88 «Загальні санітарно-гігієнічні вимоги до повітря робочої зони».

Системи вентиляції, кондиціонування і опалювання повітря повинні бути виконані відповідно до СНиП 2.0405-91 «Опалювання, вентиляція і кондиціонування повітря» [ ].

У приміщеннях з надміром тепла необхідна регуляція подачі теплоносія для дотримання параметрів мікроклімату. Як нагрівальні прилади в машинних залах варто встановлювати регістри з гладких труб або панелі променевого опалювання. Не можна використовувати електронагрівальні прилади і парове опалювання.

Для забезпечення необхідних по нормативах параметрів мікроклімату передбачено:

- водяне опалювання низького тиску;
- місцева вентиляція (два кондиціонери БК-2500);
- температура 21...25°С;
- вологість 50...60%;
- швидкість руху повітря $0{,}1\ м/с$.

3.3.2.Склад повітря в приміщенні

Забруднення повітря регламентується гранично-допустимими концентраціями (ГДК) в $мг/м^3$.

У приміщенні можливими джерелами забруднення можуть бути: пил, бетонна підлога. Їх ГДК складає 6 $мг/м^3$.

Для забезпечення складу повітря відповідно до ГОСТ 12.1.005-88 ССБТ «Зага льні санітарно-гігієнічні вимоги до повітря робочої зони» передбачені наступні рішення:

- місцева вентиляція (два кондиціонери БК-2500);
- підлога покрита паркетом.

3.3.3.Шум і вібрації

Шум негативно відбивається на продуктивності розумової праці. Невеликий надлишок шуму не дає нормальної можливості зосередиться на виконанні робіт пов'язаних з інтелектуальним навантаженням. Неприпустимий постійний шумовий фон веде до погіршення стану нервової системи, що може зробити украй небажа ний вплив на травну систему людини і зокрема на роботу шлунку.

Допустимі рівні звукового тиску на робочих місцях повинні відповідати вимогам «Санітарних норм допустимих рівнів шуму на робочих місцях»

№ 3223-85 і ДСН 3.3 6.037 – 99 «Засоби і методи захисту від шуму. Класифіка ція».

Вібрація устаткування на робочих місцях не повинна перевищувати допустимих величин, встановлених «Санітарними нормами вібрації робочих місць» № 3044-84 і ДСН 3.3.6.039 – 99 «Вібрація. Загальні вимоги безпеки».

Рівень звукового тиску в приміщеннях обчислюва льних лабораторій не повинні перевищувати 50 Дб.

Джерела шуму: цех, вентиляція системних блоків, пристрої для контролю цілісності матеріалу, освітлювальні прилади.

В цьому випадку передбачені засоби і методи захисту від шуму:

- використання сучасних засобів для перевірки ПКС;

- сертифікована ЕОМ на озброєнні має вентилятор, шум від якого не перевищує допустимі пока зники. Якщо рівень звукового тиску від шуму вентилятора збільшився і відрізняється від па спортного у більшу сторону, то необхідно зробити або ремонт, або остаточну заміну блоку;
- використання шумопоглінаючого покриття для стін.
- освітлювальні прилади є джерелами шуму тільки у разі несправності. Та кий шум усува ється відносно безпечним ремонтом – сила ми від одного до трьох співробітників;
- рекомендується та кож з метою зниження шуму розміщува ти на стіна х календарі і плакати, це відчутно понизить звуковідбивні властивості стін і зменшить кількість звукової енергії, що потра пляє на барабанну перетинку людського вуха.

3.3.4. Виробниче освітлення

Погане (недостатнє) освітлення негативно впливає на зір. При слабкому освітленні викона ння робіт, які вима га ють великої на пруги від зорової системи, виконуються з перена пруженням, що нега тивно відбива ється на пра цезда тності і виклика є втому, а при регулярному недоліку освітленості відбува ється постійне погіршення зору.

У приміщенні здійсненно одностороннє бічне природне освітлення у зв'язку з тим, що в робочій кімна ті вікна виходять тільки на північ. Штучне освітлення здійснюється за вдяки ла мпа м денного світла (ЛБ-40-1). У приміщенні за стосовується загальна система освітлення.

Приміщення відділу по за вда ннях зорової роботи відноситься до першої групи:

- характер зорової роботи – високій точності: це пов'язано з розрізненням товщини ліній на графіках і кресленнях, на маркіровках, на неякісно скопійованих документах;
- об'єкт розрізнення – 0,3...0,5 мм;

- контраст об'єкту розбіжності з фоном – великий;
- характер фону – світлий.

Необхідний рівень освітленості у виробничих приміщеннях регламентується СНиП II-4-79 «Природне і штучне освітлення».

Необхідне штучне освітлення:

- комбіноване 700 лк;
- загальне 350 лк.

Необхідне природне освітлення (у КПО – коефіцієнт природного освітлення):

- природне бічне освітлення – 2;
- суміщене бічне освітлення – 1.3;
- штучна освітленість робочої поверхні 250 лк (при загальній системі освітлення, але тому що дане приміщення – конструкторський відділ, то освітленість необхідно підняти до 350 лк);
- показник дискомфорту 45;
- коефіцієнт пульсації освітленості більше 10%.

3.3.5. Розрахунок заземлення літака на стоянці.

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

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

Опір у *Ом* розтікання струму від одиночного заземлення стрижня або куточка:

$$R_{cm} = 0.366 \frac{\rho}{l}\left(lg\frac{2l}{d} + \frac{1}{2} lg\frac{4h+l}{4h-l}\right), \qquad (3.1)$$

де ρ – питомий опір ґрунту (табл.3.1) у $Ом \cdot м$; l – довжина стрижня в *м*;

d – діаметр стрижня в *м*; h – відстань від поверхні ґрунту до середини стрижня в *м*.

Таблиця 3.1

Ґрунт	Питомий опір, ρ, $Ом \cdot м$
Пісок	*700 (400…700)*
Супісок	*300 (150…400)*
Чорнозем	*20 (9…53)*
Суглинок	*100 (40…150)*
Глина	*40 (8…70)*
Торф	*20 (1…30)*
Рідина річкова	*50 (10…100)*
Рідина морська	*1 (0.2…1)*

– значення питомих опорів ґрунтів дано при їхній вологості 10…20%;

– у дужках приведені граничні значення коливання питомого опору в залежності від вологості.

Питомий опір ґрунту в $Ом \cdot м$:

$$\rho = \rho_{изм} k_c, \tag{3.2}$$

де k_c – коефіцієнт збільшення питомого опору (коефіцієнт сезонності).

$$d = 0.95 b_1, \tag{3.3}$$

де b_1 – сторона куточка в $м$.

$$h = h_o + 0.5 l, \tag{3.4}$$

де h_o – глибина закладення сталевої пластини в $м$.

Для сталевих смуг, перетином не менш $100\ мм$ і товщиною $4\ мм$, закладання в ґрунт паралельно землі на глибину $0.5...0.8\ м$, опір розтікання струму від смуги:

$$R_{пол} = 0.366 \frac{\rho}{l_1} lg \frac{2 l_1^2}{b h_o}, \tag{3.5}$$

де l_1 – довжина смуги в $м$; b – ширина смуги в $м$.

$$l_1 = n a, \tag{3.6}$$

де n – кількість стрижнів, *шт*, a – відстань між стрижнями в *м*, (якщо $n = 2$, то $l_1 = a = l$).

Кількість пристроїв заземлення у *шт*:

$$n = \frac{R_{ст}}{r_н \eta_{ст}}, \tag{3.7}$$

де $r_н$ – нормоване значення опору пристрою, що заземлює, *Ом*;

$\eta_{ст}$ – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення.

Опір прямокутного контурного пристрою, що заземлює, зі стрижневих або кутових пристроїв заземлення зі сполучними смугами в *Ом*:

$$r_{кз} = \frac{R_{ст} R_{пол}}{R_{ст} \eta_{пол} + n R_{пол} \eta_{ст}}, \tag{3.8}$$

де $\eta_{пол}$ – коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення зі смугою; $\eta_{ст}$ – коефіцієнт використання одиночного стрижневого пристрою заземлення (табл.3.2).

Таблиця 3.2

Число стрижнів (куточків) у контурі	$\eta_{ст}$, $\eta_{кут}$	$\eta_{пол}$
3	*0.75*	*0.55*
4	*0.65*	*0.45*
6	*0.65*	*0.40*
10	*0.60*	*0.35*
20	*0.54*	*0. 30*
40	*0.45*	*0.25*

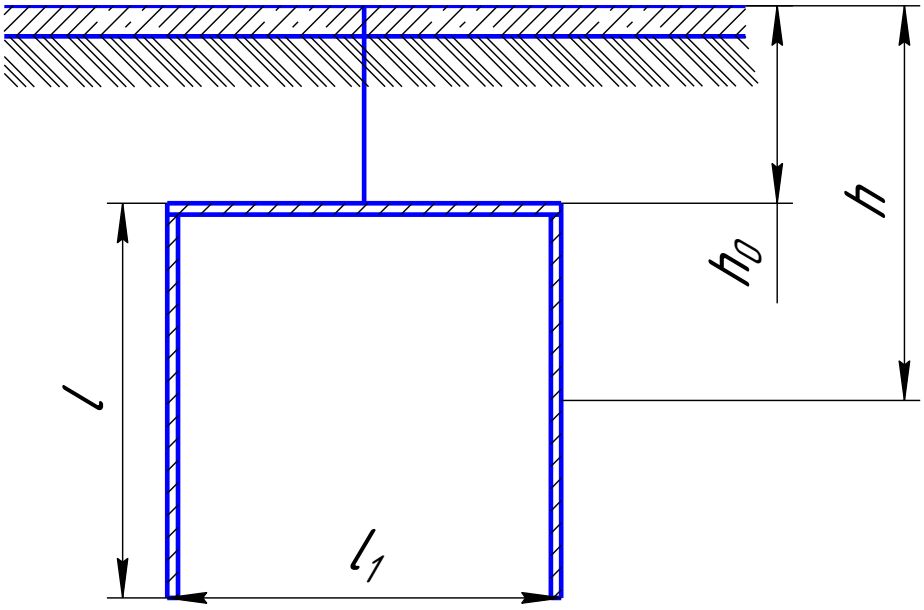


Рис.3.1.Основні параметри контурного пристрою, що за

емлює літаки на стоянці для захисту від статичної електрики

Визна чити кількість пристроїв за землення, довжину сполучної смуги і розміри контуру заземлення контурного пристрою, що заземлює, в ангарі для за хисту від ураження електричним струмом.

Вихідні дані для розрахунку:

– питомий опір ґрунту (суглінок) $\rho_{изм} = 700 \ \ Ом \cdot м$;

– коефіцієнт збільшення питомого опору $k_c = 1.6$;

– пристрій заземлення – сталева труба: $l = 3 \ м, \ d = 0.045 \ \ м, \ h = 2{,}3 \ \ м$;

– смугова сталь шириною $b = 0.12 \ \ м$;

– коефіцієнт використання одиночного пристрою заземлення $\eta_{пол} = 0.65$;

– коефіцієнт використання стрижневого пристрою заземлення $\eta_{ст} = 0.8$;

– норма опору контурного заземлення $r_н = 100 \ \ Ом$.

Розрахунок ведемо згыдно приведених вище формул:

– питомий опір ґрунту:

$\rho = \rho_{изм} k_c = 700 \cdot 1.6 = 1120 \ \ Ом \cdot м$;

– опір розтікання струму від одиночного сталевого стрижня:

$$R_{ст} = 0.366\ \frac{\rho}{l}\left(\lg\frac{2l}{d} + \frac{1}{2}\lg\frac{4h+l}{4h-l}\right) =$$

$$= 0.366 \cdot \frac{160}{3} \cdot \left(\lg\frac{2 \cdot 3}{0.045} + \frac{1}{2} \cdot \lg\frac{4 \cdot 2{,}3 + 3}{4 \cdot 2{,}3 - 3}\right) \approx 44\ \ Ом$$

– глибина закладення сталевої пластини:

$h_o = h - 0{,}5l = 2{,}3 - 0.5 \cdot 3 = 0{,}8\ \ м$,

– визначимо опір розтікання струму в землі від сталевої смуги:

$$R_{пол} = 0.366\ \frac{\rho}{l_1}\lg\frac{2l_1^2}{b\,h_o} = 0.366 \cdot \frac{3528}{42} \cdot \lg\frac{2 \cdot 42^2}{0.12 \cdot 0.8} \approx 140\ \ Ом,$$

– кількість пристроїв заземлення:

$$n = \frac{R_{ст}}{r_н\,\eta_{ст}} = \frac{44}{4 \cdot 0.8} \approx 14\ \ шт,$$

– опір контурного пристрою, що заземлює:

$$r_{кз} = \frac{R_{ст}\,R_{пол}}{R_{ст}\,\eta_{пол} + n\,R_{пол}\,\eta_{ст}} = \frac{44 \cdot 140}{44 \cdot 0.65 + 14 \cdot 140 \cdot 0.8} \approx 3{,}9\ \ Ом.$$

Отрима не зна чення опору прямокутного контурного пристрою, що за землює, зі стрижневих пристроїв за землення зі сполучною смугою скла да є $r_{кз} \approx 3{,}9\ Ом$, що менше нормова ного опору $r_{кз}^{*} = 100\ Ом$, тому да ний контур відповіда є нормам і може бути за стосований для за землення. Кількість пристроїв заземлення $n = 14$.

3.4. Безпека технологічних процесів

Загальні вимоги до виробничих процесів регламентуються ГОСТ 12.3.002-75 «Процесів виробничі. Загальні вимоги безпеки». У приміщенні дислокуються різні за своїм характером електроспоживчі прилади. До них відносяться ЕОМ, монітори, освітлюва льні пристрої, персона льні переносні вентилятори. Всі вони живляться від мережі змінної напруги $U = 220\ \ В$ з частотою $f = 50\ \ Гц$.

Категорія приміщень по небезпеці електротравм визначається з обліку таких чинників підвищеної небезпеки: підвищена температура повітря (більш 35С°), вологість (більше 75%), струмопровідна підлога, струмопровідний пил, можливість одночасного контакту обслуговуючого персоналу з корпусом споживача електроенергії і металоконструкціями, які мають контакт із землею; і чинників особливої небезпеки: вологість повітря, близька до насичення, конденсація вологи на поверхні устаткування і будівельних конструкціях, агресивне середовище, що приріднить до руйнування ізоляції або біологічне середовище, що утворюється у вигляді цвілі на устаткуванні і струмопровідних елементух, одночасна наявність двох і більше чинників підвищеної небезпеки. У приміщенні температура повітря підтримується біля 21...25С°, вологість до 75%, підлога не пріродинить струм, струмопровідний пил відсутній, але є можливість одночасного дотику до корпусів споживачів електроенергії і металоконструкціям, які мають контакт із землею (батареї).

Цех оснащений чотирма персональними комп'ютерами, які живляться від мережі змінної напруги $U = 220\ B$ з частотою $f = 50\ Гц$.

Таким чином, приміщення відноситься до приміщень з підвищеною небезпекою електротравматизму.

3.4.1. Технічні рішення по запобіганню електротравмам при контакті із струмопровідними елементуми електроустаткування

- ізоляція струмопровідних елементів електроустаткування, опір ізоляції (полівінілхлоридною) не менше 1кОм на 1В напругу;
- забезпечення неприступності не заізольованих елементів (освітлювальні лампи на висоті більш 3,5м від підлоги, закриті контактні з'єднання);
- технічні рішення по запобіганню електротравмам під час переходу на пруги на не струмові елементи електроустаткування;

- для захисту людини від поразки електричним струмом застосовується режим занулення. У приміщенні однофазова ,трьохведуча мережа. Персональні комп'ютери мають подвійну ізоляцію від поразки людини струмом: це захисний кожух навколо блоку живлення, а також захисний корпус, що не допускає дотику людини до струмопровідних елементів комп'ютера;
- електрозахисні засоби;
- при експлуатації і ремонті приладів оперативним персоналом повинні використовувати тися за соби індивідуального за хисту (гумові килимки, електроінструмент з ізольованими ручками і т.д.)[ ].

3.4.2. Проведення комплексу заходів боротьби із статичною електрикою

Захист від статичної електрики повинен розроблятися відповідно санітарно-гігієнічним нормам напруженості електростатичних полів, які допускаються. Рівні напруженості не повинні перевищувати 20 *кВт/г* по ГОСТ 12.1.045-84 «Електростатичні поля. Допустимі рівні на робочих місцях і вимоги до проведення контролю».

Найбільш простим і доступним способом є підтримка відносної вологості на рівні 55...65%, це можна забезпечити за допомогою побутових зволожувачів, типу «ІОН». Підлога у відділі повинна бути покритою антистатичним лінолеумом або паркетом. Інженерам, які працюють з ЕОМ, можна рекомендувати носити одяг, особливо в першому шарі, з натуральних матеріалів. Всі полімерні покриття (чохли) ЕОМ повинні складатися в найбільш віддаленому від операторів кутку приміщення.

3.5 Інструкція з охорони праці

Перед початком робіт необхідно:

- заземлити літак;
- поставити на стоянкові гальма ; поставити під колеса противідкатні пристрої;
- розташувати засоби гасіння пожежі біля літака;

Під час роботи необхідно:

- дотримуватись інструкцій по виконанню даних робіт;
- під час роботи системи наявність персоналу в кабіні пілотів;
- використовувати стандартне обладнання;
- при роботі з пневматичною системою стравити тиск в системі;
- при роботі з електросистемою вимкнути живлення та користуватися засоба ми індивідуального захисту;

При виконанні робіт забороняється:

- торкатися елементів системи до за землення випробува льного стенду а бо літака;
- зна ходитися поруч з вибухонебезпечними елементу ми системи (гідроа кумулятори, амортизатори, гасителі коливань, ємності з спецрідинами);
- використовувати непередбачене інструкцією обладнання та інструмент;
- залишати працюючий стенд без нагляду.

При аварійній ситуації необхідно:

- знеструмити літак;
- при розгерметизації пневматичної системи - вимкнути її;
- при вра женні персона лу електричним струмом та отрима нні фізичних пошкоджень - надати першу медичну допомогу та визвати швидку допомогу;

По закінченні робіт необхідно:

- перевірити наявність всього інструменту;
- зібрати допоміжні пристрої з робочої зони.

3.6 Пожежна безпека

Пожежі і вибухи на підприємстві являють собою велику небезпеку і залиша ються важливою причиною нещасних випадків на виробництві, заподіюють величезний матеріальний збиток, негативно впливають на роботу самого підприємства й інших, зв'язаних з ним виробництв.

Пожежна безпека передбачає такий стан об'єктів, при якому виключається можливість пожежі, а у випадку його виникнення запобігається вплив на людей небезпечних факторів пожежі і забезпечується захист матеріальних цінностей.

Пожежна безпека забезпечується системами запобігання пожежі і пожежного захисту, що включають комплекс організаційних заходів і технічних засобів.

Вимоги до системи запобігання пожежі.

Для за побіга ння пожежі в системі передба чено відповідно до ГОСТ 12.1.004-91ССБТ, ГОСТ 12.1.010-76ССБТ:

- заземлення літака на стоянці.
- викона ння мережі джерел тиску з рядом конструктивних особливостей, що забезпечують безпеку мережі в пожежному відношенні;
- вибір вибухобезпечної робочої рідини;
- сурове дотрима ння інструкцій з техніки безпеки під ча с стендових випробувань.

У випа дку виникнення пожежі передба чено прова дити її га сіння за допомогою широко за стосовува них вогнега сників ОВП-100. Та кож можна використовувати такі способи гасіння: піна, пісок, кошма; при об’ємному гасінні – вуглекислий га з, скла д СЖБ, скла д „3,5” та пар. При загорянні у робочому

приміщенні застосовують наступні способи пожежогасіння: розпилену воду, піну, вогнегасні порошки П-2аП, П-2аПМ і ПСБ-3; ПСБ-3, ПФ або ПХК П-2аП, П-2аП, ПСБ-3, ПФ[ ]

Система протипожежного захисту включає в себе:

- засоби пожежогасіння та відповідні види пожежної техніки в місцях проведення ТО та ремонту літака;
- організаційні заходи по забезпеченню працюючих, інструктаж про порядок роботи з легкозаймистими речовинами.

При розгерметизації системи та витіканні гідравлічної рідини та наступному її запаленні буде пошкоджена електрична проводка живлення агрегатів інших системи, що розташовані поруч. Тому необхідно використовувати вогнегасний склад, який не проріднить електричного струму. До них відносяться газові вогнегасні склади: двоокис вуглецю, інертні гази та ін.

РОЗДІЛ 4
ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Токсикологічний характер антиожеледних рідин, що використовуються для обробки повітряних суден.

Шкідлива речовина – це речовина, яка в разі порушення вимог безпеки може при контакті з організмом людини спричинити виробничі травми, професіональні захворювання або відхилення в стані здоров'я. На підприємствах цивільної авіації, на складах і при аналізі в лабораторії інженерно-технічний персонал має контакт зі спец рідинами, що відносяться до шкідливих речовин: рідини И-М, ТГФ-М, «а рктика», «арктика-200», диетиленгліколь.

Шкідливість речовини залежить від її фізичної будови і стану, фізико-хімічних властивостей, концентрації, шляхів проникнення в організм, від особливостей і стану організму в момент ураження і умов праці. В умовах виробництва шкідливі речовини зустрічаються в газоподібному, пароподібному, рідкому і мало дисперсному станах. Вони проникають в організм людини через дихальні шляхи, шлунково-кишковий тракт і навіть шкіру. але основний шлях проникнення їх – через дихальні шляхи. При цьому шкідливі речовини всмоктуються слизовою оболонкою і одразу попадають у кров, оминаючи печінку, яка в організмі людини являється для них механічним і біохімічним бар'єром. Всередину організму шкідливі речовини потрапляють при палінні і прийомі іжї брудними руками. Частина цих речовин всмоктується в шклнуово-кишковому тра кті, попадає в печінку, де частково руйнується, нейтралізується і повертається з жовчю в шлунково-кишковий тракт і, видаляється з організму.

Шкідливі речовини класифікуються на чотири класи небезпеки: 1 – надзвича йно небезпечні; 2 – високо небезпечні; 3 – помірно-небезпечні; 4 – мало небезпечні.

По токсичній дії на окремі органи і системи людини шкідливі речовини поділяють на ті, що:

- Діють на нервову систему, викликають посилену збуджуваність, порушення зі сторони внутрішніх органів, втомлюваність і сонливість – метанол, рідини И-М, ТГФ-М, етиловані бензини, авіа-палива ТС-1 і РТ;
- Викликають структурні зміни тканин печінки;
- Порушують роботу кровотворних органів, реагують з гемоглобіном крові, руйнують червоні кров'яні тільця;
- Зв'язують біологічні каталізатори організму;
- Подразнюють верхні дихальні шляхи – пари кислот, ароматичні вуглеводні;
- Подразнюють шкіру і слизові оболонки – сірна, азотна, соляна кислоти;
- Викликають утворення злоякісних пухлин.

Розрізняють гостру і хронічну дію шкідливих речовин. Гостра наступає при дії великих концентрацій шкідливих речовин на протязі невеликого проміжку часу. Хронічна дія – результат довготривалої дії концентрацій шкідливих речовин, що не викликають при разовому вдиханні будь-яких відчутних ознак отруєння.

Гранично-допустимими концентраціями (ГДК) шкідливих речовин в повітрі робочої зони є такі концентрації, які при щоденній роботі на протязі 8 г. або при іншій тривалості, але не більше 41 г. в тиждень на протязі всього робочого стажу, не можуть викликати у працюючих захворювань або відхилень в стані здоров'я, що виявляються в процесі роботи або в подальші строки життя теперішнього або ма йбутніх поколінь.

антиожеледні рідини являються токсичними. Ступінь токсичності визнача ється властивостями етиленгліколю, що входить до їх складу. У більшості випа дків антиожеледні рідини відносять до 4го класу небезпеки – речовина помірно

небезпечна. Етиленгліколь має отрутну дію, здатність проникати в організм через шкіру. Кумулятивних властивостей не має. При попаданні до організму людини через рот діє як судинна і протоплазматична отрута, може викликати хронічне отруєння з ураженням життєво важливих органів (діє на судини, нирки, нервову систему). Ознаки отруєння проявляються через 2-10 годин після попадання продукту в організм. При отруєнні спостерігається розширення судин сітківки, в тяжких випадках – пришвидшене дихання, сухі хрипи в легенях, глухі тони в серці, втрата свідомості. Продукт шкідливий при тривалому та/або періодичному контакті зі шкірою, має шкірно-резорбтивну дію (здатен проникати через неушкоджену шкіру). Попадання в очі може призвести до подразнення очей. Гранично-допустима концентрація (ГДК) етиленгліколю в повітрі робочої зони складає є 5 мг/м³.

Рідина не представляє небезпеки гострих отруєнь в результаті вдихання парів, так як при нормальних умовах етиленгліколь не створює в повітрі токсичних концентрацій. При контакті рідина викликає подразнення слизових оболонок і шкіри.

При попаданні рідини до організму людини через рот необхідно промити шлунок достатньою кількістю рідини або насиченим розчином питної соди, забезпечити потерпілому спокій, тепло і негайно доставити у медчастину. При попаданні рідини на шкіру треба зняти одяг і добре промити облиті ділянки шкіри теплою рідиною з милом. При попаданні рідини в очі необхідно промити очі струменем рідини не довше як через 15 хвилин. Якщо подразнення зберігається, варто звернутися до лікаря. При вдиханні великої кількості парів (аерозолю) рідини необхідно вивести потерпілого на свіже повітря. Якщо дихання важке, потерпілому варто дати кисень. Якщо дихання зупинилось, необхідно зробити штучне дихання і негайно звернутися до лікаря.

Найменування токсичних інгредієнтів	Агрегатний стан	ГДК і клас небезпеки					
		В повітрі робочої зони		В атмосферному повітрі населених міст		Водойми господарчо-побутового призначення	
		ГДК мг/м³	Клас небезпеки	ГДК мг/м³	Клас небезпеки	ГДК мг/м³	Клас небезпеки
Моноетиленгліколь	Пари, аерозоль	5	3	1,0	4» по ГН 2.1.6.695-95	1,0	3
Диэтиленгліколь (актика ДГ)	Пари, аерозоль	10	3	0,2	4	1,0	3

4.2. Екологічний аспект негативного впливу на навколишнє середовище ділянки обробки ан-148 антиожеледними рідинами.

На підприємствах цивільної авіації щодня перекачуються, зливаються і наливаються сотні тон спец рідин і ПММ. Зокрема, протикризові рідини (ПКР) шкідливі і отруйні, а при накопиченні в навколишньому середовищі, атмосферному повітрі і воді можуть представляти небезпеку для здоров'я людини, а також призвести до пожеж і вибухів. До заходів щодо захисту навколишнього середовища від забруднення протикризовими рідинами можна віднести наступні: не допускати можливості накопичення відпрацьованої ПКР в зоні обробки літака, збір і утиліза

ція відпрацьованої ПКР, герметизація зливно-наливних пристроїв і трубопровідних комунікацій.

Стічні рідини, що створюються після промивки устаткування і миття покриття аеродрому збираються і відводяться в централізовану мережу виробничої або виробничо-дощової каналізації. Після цього вони очищаються на місцевих очисних спорудах. Ступінь очистки і склад очисних споруд залежать від пода льшого використання очищених вод – оборотне водопостачання, випаровування, спуск у водойму, подальша очистка в очисних спорудах. Відходи ПКР після обробки повітряного судна, що представляють собою суміш рідини і сніжно-крижа них утворень, необхідно зібрати для подальшої утилізації або змити в дощову кана лізацію. Рідину, що була пролита на землю, або технічне устаткування необхідно прибрати губкою або засипати піском, а залишки змити сильним струменем рідини.

Допустима концентрація забруднюючих речовин становить 600 г/м³.

Механічна очистка стічних вод проріднитьсяся в очисних спорудах: пісколовка х, резервуарах-відстійниках, прудах-відстійниках і прудах-випаровувачах. Пруди-відстійники, пруди-накопичувачі, шлаконакопичувачі влаштовують з протифільтраційним захистом дна і стінок для запобігання забруднення грунту підземних вод.

З метою охорони атмосферного повітря від забруднення викидами парів компонентів і самої ПКР має бути організований постійних контроль за дотрима нням гранично-допустимих викидів.

Із розвитком технологій збору і утилізації небезпечних рідин, з'явилися спеціа льні машини, що вже використовуються на вітчизняних аеропортах. Вони дозволяють ефективно та швидко очистити поверхню аеропорту в місці обробки літака відразу після закінчення процедур обробки.

4.3. Розрахунок об'єму аераційного басейну та відстійної частини споруди.

3. Розрахувати об'єми аераційного басейну та відстійної частини споруди. На очисну станцію надходить Q=25000 м³/добу стічної рідини. Після первинного відстоювання стічна рідина має БСК L0= 270 мг/л та містить $L_п$= 180 мг/дм³ за мулених речовин, з яких 20% - мінеральні речовини. Остаточне значення БСК стічної рідини L_t= 30 мг/дм³.

Вважатимемо, що випуск очищених стічних вод допускається у відкриту водойму з вмістом завислих речовин L_t= 30 мг/дм³ і виносом замулених речовин $L_в$= 10 мг/л,

Зниження БСК

$$L = L_0 – L_t = 260\text{-}30 = 230 \text{ (мг/л)} = 0{,}23 \text{ (кг/м³)}$$

Тоді визначаємо:

$$L_t / L_0 = L_t/(1+Sa\cdot t) = 30/260 = 0{,}13,$$

де Sa – середня концентрація органічних речовин в активному мулі.

Середня концентрація органічних речовин в активному мулі за зольності мулу 30% і концентрації його у воді 3,6 г/л дорівнює:

$$Sa = 3{,}51\cdot 0{,}6 = 2{,}53 \text{ г/л.}$$

Тоді

$$0{,}11 = 1/(1+1\cdot 2{,}5t),$$

Звідки тривалість аерації t = 3,17 год.

Об'єм аераційного басейну

$$W_{аер} = Q_{доб}\cdot t/24 = 25000\cdot 3{,}15/24 = 3353 \text{ м³}$$

Визначимо кількість органічних речовин S у мулі, що міститься в басейні аерації

$$S = W_{аер} \cdot Sa = 3402 \cdot 2{,}52 = 8258 \text{ кг}$$

Зниження БСК5 за добу становить:

$$L_3 = 0,24 \cdot 25000 = 6000 \text{ (кг } \cdot \text{БСК5/м}^3\text{/добу).}$$

Об'ємне навантаження Cw:

$$C_w = L_3 / W_{aep} = 6000/3402 = 1,81 \text{ (кг } \cdot \text{БСК5/добу)}$$

Навантаження на мул:

$$C_{мул} = L_3 \cdot \text{БСК}_5/S = 6000/8321 = 0,73 \text{ кг } \cdot \text{БСК5/кг мулу/добу.}$$

Визначимо потребу в кисні за формулою:

$$Q_2 = a' \cdot L3 + b' \cdot Sa = 0,5 \cdot 6000 + 0,1 \cdot 8258 = 3821 \text{ (кг/добу)}$$

Якщо застосувати аераційну систему дифузорів із середніми бульбашками, яка дає ефект використання кисню повітря, що дорівнює 7% то слід подавати кисень у кількості

$$Q_2 = 3832 \cdot 100/7 = 54652 \text{ (кг/добу)}$$

Об'єм повітря (за 280 г кисню на 1 м ^{3} вологого повітря) дорівнює:

$$q_{доп} = 54742/0,280 = 195653 \text{ (м}^3\text{/добу)}$$

Середня подача повітря:

$$q_{сер} = 195507/6000 = 32,5 \text{ м}^3\text{/кг } \cdot \text{БСК5}$$

Приріст надлишкового мулу потребує визначення коефіцієнтів a і b. Теоретично a + a' = 1,46 за БСК. Проте це припустимо тільки тоді, коли проведено очищення, тобто якщо БСКповн перетворено в енергію чи в живу речовину.

В установці з великим навантаженням коефіцієнт a' нижче 0,66, a = 0,7

Тоді коефіцієнт

$$b = b'/(a' + a) = 0,1/(0,66 + 0,7) = 0,073.$$

Щоденне надходження мінеральних замулених речовин дорівнює:

$$S_{min} = 25000 \cdot 0,180 \cdot 0,35 = 1566 \text{ (кг/добу).}$$

Кількість замулених речовин в очищеній воді:

$$SO_{2\ рідини} = 25000 \cdot 0,011 = 2555 \text{ (кг/добу)}$$

Кількість надлишкового мулу Sнадл:

$$S_{надл} = S_{min} + aL3 – (bS + SO2 \text{ рідини}),$$

$$S_{надл} = 1575 + 0,7 \cdot 6000 – (0,073 \cdot 8321 + 250) = 5775+857 = 6568 \text{ (кг/добу).}$$

ВИСНОВКИ

У ході виконання магістерської дипломної роботи було виконано отримане завдання.

В процесі виконання дипломної роботи було досліджено проблематику утворення льоду на поверхні літального апарату, небезпека та методи запобігання цього утворення.

Було розглянуто літак ан-148, як літак прототип для розробки протикригової системи. а та кож розглянута його протикригова система модернізована в системі, що розроблена в даній дипломній роботі.

Після проведення теплового розрахунку було визначено, що потрібна кількість секцій - 3. Також у ході проведення теплового розрахунку ми визначили витрату гарячого повітря та часові параметри циклів.

В проведеному гідравлічному розрахунку було знайдено необхідні геометричні параметри трубопроводу для протикригової системи.

Виконано ряд заходів для реалізації потрібного рівня екоглогічної безпеки та безаеки праці, згідно нормативних вимог.

За результатами цієї роботи споживання гарячого повітря від авіаційного двигуна було оптимізовано. Кількість секцій нагріву на крилі літаку забезпечує зменшену масу.

З недоліків визначається ресурсоємкість у виробництві та експлуатації.

Дана протиобліднювальна система може бути застосована на транспортних літаках, злітною масою 40 тонн.

СПИСОК ВИКОРИСТаНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Курганская В.М., Метеорологические условия обледенения самолетов. М.: Гидрометеоиздат, 1947. – 57с.

2. Мазин И. П., Физические основы обледенения са молетов, М., 1957. - 120с.

3. Трунов О. К., Обледенение самолетов и средства борьбы с ним. М.: 1965 – 247с.

4. Перспективы развития противообледенительных систем. Сб. научных за писок 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.: Гидрометеоиздат, Л.,1961г

7. Лыков а.В., Теория теплопроводности. М.: Гостехиздат, 1962г. – 600с.

8. Пчелко И.Г., Метеорологические условия полетов на больших высотах. М.: Гидрометеоиздат, 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. Протоерейский а.С. Безопасность труда при применни горюче-смозочных материалов в гражданской авиации: Учебное пособие. М.: Транспорт, 1987. – 248 с.

12. авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности транспортной категории. 1994.

13. Біологічний словник / ред. К. М. Ситник, В. О. Топачевський. — Київ: УРЕ, 1986. — 680 с..